DANIEL BARALDI SESSO

**Avaliação de segurança em sistemas de controle de tráfego aéreo
baseados em Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão
considerando parâmetros de integridade de dados**

**São Paulo
2016**

DANIEL BARALDI SESSO

**Avaliação de segurança em sistemas de controle de tráfego aéreo
baseados em Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão
considerando parâmetros de integridade de dados**

Dissertação apresentada à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo
para obtenção do título de Mestre em
Ciências

Área de Concentração:
Engenharia de Computação

Orientador:
Prof. Dr. João Batista Camargo Junior.

São Paulo
2016

Este exemplar foi revisado e corrigido em relação à versão original, sob responsabilidade única do autor e com a anuência de seu orientador.

São Paulo, 20 de dezembro de 2016

Assinatura do autor: _____

Assinatura do orientador: _____

Catálogo-na-publicação

Baraldi Sesso, Daniel

Avaliação de segurança em sistemas de controle de tráfego aéreo baseados em Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão considerando parâmetros de integridade de dados / D. Baraldi Sesso -- versão corr. -- São Paulo, 2016.
230 p.

Dissertação (Mestrado) - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia de Computação e Sistemas Digitais.

1.Tráfego aéreo-Engenharia de computação 2.Engenharia de computação Segurança crítica 3.Engenharia de computação-Análise de risco 4.Engenharia de computação-Sistema de posicionamento global 5.Engenharia de computação Simulação de sistemas I.Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia de Computação e Sistemas Digitais II.t.

À memória de meus avós Eugênio e Maria Aparecida, pelo eterno apoio aos meus estudos, e ao meu finado e querido irmão Ricardo, por sempre acreditar que conseguiria atingir meus objetivos.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente a Deus por ter me dado saúde e força para superar os momentos de dificuldade.

À minha família: aos meus avós maternos, Eugênio e Maria Aparecida (ambos *in memoriam*), a quem dedico esse trabalho, aos meus pais Carlos Eduardo e Sandra Regina, e aos meus irmãos Ricardo (*in memoriam*) e Eduardo. Sem o apoio de vocês não teria chegado até o fim dessa jornada.

À minha amada Mariana, por ser companheira, amiga e cúmplice em todos os momentos desde que nos conhecemos. Você sempre foi a inspiração e porto seguro, sem a qual não conseguiria ter forças para seguir lutando. Ainda teremos muitos novos desafios pela frente para superar, mas, com você a meu lado, tudo certamente será ‘um céu de brigadeiro’.

Um ‘muito obrigado’ a todos meus amigos do Grupo de Análise de Segurança (GAS): aos professores Paulo Cugnasca e Jorge Rady, aos pesquisadores Ricardo Gimenes, Antonio e Thiago, parceiro de tantos congressos mundo afora. Também não poderia deixar de agradecer ao *support staff* do grupo, Edilaine e Ricardo Franco, membros de extrema importância para o funcionamento de todo o nosso grupo de pesquisa.

Nunca poderia deixar de também agradecer àqueles que contribuíram mais diretamente para a execução desse trabalho: Lucio Flavio Vismari, amigo e grande pesquisador que abriu os caminhos e mostrou os rumos por onde deveria seguir nessa missão. Da mesma forma, ao bolsista e amigo Rafael Imai, por ser um fiel copiloto e não saltar da aeronave nos momentos de turbulência ou mesmo quando essa parecia ‘estolar’ (e foram vários esses momentos!).

Um fraterno e especial agradecimento ao professor João Batista Camargo Junior, que me orientou durante esses anos de pesquisa. Obrigado por ser, além de meu guia, um grande amigo. Também por acreditar em meu sonho de me tornar um pesquisador e me acolher nesse extraordinário grupo de pesquisa. Espero ter atendido às expectativas e honrado seu voto de confiança. Determinação nunca faltou!

Ao amigo Bruno Basseto, por me levar para o GAS e incentivar a conquistar esse importante marco pessoal e profissional.

Ao professor Edvaldo Simões da Fonseca Junior, pela ajuda e dicas no estudo do comportamento do GNSS. Seu auxílio foi de grande relevância para a conclusão desse trabalho.

Agradeço também à Fundação para o Desenvolvimento Tecnológico da Engenharia (FDTE), onde trabalho atualmente como engenheiro em projetos de análise de segurança crítica de sistemas, permitindo trazer para o 'mundo real' todo conhecimento adquirido na academia. Da mesma forma, à Boeing Research & Technology – Brasil (BR&T-Brasil) pelo apoio parcial à essa pesquisa e institucional ao Grupo de Análise de Segurança da Escola Politécnica da Universidade de São Paulo.

E, finalmente, a todos aqueles que, por falta de memória, esqueci de mencionar nesse limitado espaço, mas que foram igualmente relevantes para minha formação, o meu muito obrigado.

“Systems safety engineers must learn from the experience of others because they will not live long enough to make all the mistakes themselves.”

Jerome Fox Lederer (★ 1902 – † 2004)

RESUMO

A demanda pelo aumento do volume de tráfego aéreo tem pressionado as autoridades da aviação a adensar o espaço aéreo global, por meio de redução na separação entre aeronaves, permitindo operações mais eficientes no Gerenciamento de Tráfego Aéreo (ATM). No entanto, questões relacionadas com a segurança das operações de tráfego aéreo surgem quando se considera a possibilidade de reduzir a separação de aeronaves. Objetivamente, para maior eficiência e redução da separação, sem que isso afete significativamente a segurança, a posição vigiada das aeronaves deve aparecer de forma não só mais exata e precisa para o controlador de tráfego aéreo (ATCo), como deve ser mais fiável, o que envolve a integridades dessa informação. Essa pesquisa propõe avaliar os impactos que esses parâmetros têm nos níveis de segurança crítica (*safety*) no sistema de controle de tráfego aéreo (ATC) inserido no novo conceito de ATM Global (CNS/ATM). Para isso, foi realizada uma análise dos dados de erro de posicionamento do Sistema de Navegação Global por Satélites (GNSS) visando estabelecer seu comportamento. Esse comportamento é utilizado para modelar um sistema de controle de tráfego completo para fins de simulação e, adotando-se a metodologia de análise de segurança desenvolvida por Vismari (2007), avaliar os efeitos que esses novos parâmetros exercem sobre os níveis de segurança encontrados na pesquisa desenvolvida por Vismari (2007) para ambientes de tráfego aéreo baseados na Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão (ADS-B). São comparados diversos cenários em que houve a degradação do comportamento do sistema GNSS. Para cada cenário estudado verificou-se que a degradação do comportamento não foi suficiente para gerar eventos de risco relacionados à integridade dos dados posicionais das aeronaves. Assim, dentro das condições simuladas, o sistema manteve os níveis de segurança crítica no que se refere à integridade do posicionamento das aeronaves apresentadas na tela do controlador de tráfego aéreo em operações de resolução de conflito. O modelo computacional desenvolvido possui diversas características que, apesar de não serem totalmente utilizadas na presente pesquisa, constituem um legado para pesquisas futuras e para a integração com a Plataforma Integrada para Ensaios de Sistemas Embarcados Críticos (PIpE-SEC) desenvolvida dentro do Grupo de Análise de Segurança (GAS) da EPUSP.

Palavras-chave: Tráfego Aéreo. Segurança Crítica. Análise de Risco. Sistema de Posicionamento Global. Simulação de Sistemas.

ABSTRACT

The demand for increasing air traffic volume has pressed aviation authorities to densify the global airspace through separation reduction between aircraft, allowing operations that are more efficient in the Air Traffic Management (ATM). However, issues related to the safety of air traffic operations arise when considering the possibility of reducing the separation of aircraft. Objectively, for greater efficiency and separation reduction, without significantly affecting safety, surveillance positions of the aircraft must appear not only more accurate and precise to the air traffic controller (ATCo), it should be more trustworthy, which concerns the integrity of that information. This research proposes to assess the impacts of these parameters on the safety levels of air traffic control system (ATC) inserted in the new concept of Global ATM (CNS/ATM). To achieve it, an analysis of the data related to error in positioning of the Global Navigation Satellite System (GNSS) was made to establish its behavior. This behavior analysis is used to model a complete traffic control system for simulation purposes and, adopting the safety analysis methodology developed by Vismari (2007), evaluate the effects that these new parameters had on the safety levels found in the research developed by Vismari (2007) for air traffic environments based on Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B). They are compared to various scenarios in which there was a GNSS system performance degradation. For each studied scenario, it was found that GNSS behavior's degradation was not sufficient to create risk events in aspects related to integrity of the aircraft position data. Thus, within the simulated conditions, the system kept the safety levels regarding to the integrity of the aircraft position informed on screen to the air traffic controller in conflict resolution operations. The computational model developed has several features, which, although not totally applied in this research, constitute a legacy for future research and for integration with the Integrated Platform for Testing Critical Embedded Systems (PIpE-SEC) developed within the Safety Analysis Group (GAS) of EPUSP.

Keywords: Air Traffic. Safety. Risk Analysis. Global Positioning System. System Simulation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Fluxo de Tráfego Aéreo Mundial: (A) no ano de 2012 e (B) previsão para 2040	29
Figura 2 – Arquitetura do Controle de Tráfego Aéreo	40
Figura 3 – Arquitetura do sistema de Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão (ADS-B)	43
Figura 4 – Processo de vigilância e estrutura da mensagem ADS-B	45
Figura 5 – Relação e hierarquia entre os principais parâmetros de desempenho.....	49
Figura 6 – Comparação visual entre acurácia e precisão de um conjunto de medidas	50
Figura 7 – Parâmetros erro e níveis de proteção na localização de uma aeronave..	54
Figura 8 – Níveis de Proteção Horizontal (HPL) e Vertical (VPL).....	54
Figura 9 – Diagrama Stanford	55
Figura 10 – Parâmetros da aeronave relacionados a Acurácia e Integridade	57
Figura 11 – Esquema de análise da técnica RAIM.....	60
Figura 12 – Exemplo de equipamento indicador do RAIM	61
Figura 13 – Mapa de estações da RBMC disponíveis.....	65
Figura 14 – Distribuições de probabilidade comparado ao histograma do comportamento analisado	69
Figura 15 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Boa Vista	71
Figura 16 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Brasília.....	71
Figura 17 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Porto Alegre	72

Figura 18 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Poli (São Paulo - SP)	72
Figura 19 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Recife.....	73
Figura 20 – Médias diárias do erro radial (x,y) das 5 estações selecionadas	73
Figura 21 – Distribuições gama de acordo com os parâmetros α e β da Tabela 4...	74
Figura 22 – Distribuições gama de acordo com os parâmetros α e β da Tabela 5...	75
Figura 23 – Distribuições gama para variações extremas de μ e σ	77
Figura 24 – Método Absoluto-Relativo de Avaliação do Risco	82
Figura 25 – Diagrama de Blocos do modelo para simulação computacional da arquitetura ATC.	89
Figura 26 – Diagrama de blocos do modelo da Aeronave	94
Figura 27 – Nomenclatura dos ângulos da aeronave em relação ao solo.....	95
Figura 28 – Variáveis de estado da aeronave – guinada, arfagem e rolagem	95
Figura 29 – Diagrama esquemático do processamento da dinâmica de aeronave ...	98
Figura 30 – Diagrama de hierarquia dos VIs do modelo da aeronave.	100
Figura 31 – VI do modelo para processamento da dinâmica da aeronave	104
Figura 32 – Painel de Simulação da dinâmica do modelo da aeronave.....	105
Figura 33 – Detalhe do bloco ‘Dados Iniciais de Simulação’	106
Figura 34 – Detalhe do bloco ‘Modos e Fases da Aeronave’	107
Figura 35 – Trajetória do modelo da aeronave obtida para a manobra 1	110
Figura 36 – Trajetória do modelo da aeronave obtida para a manobra 2.....	111
Figura 37 – Trajetória do modelo da aeronave obtida para a manobra 3.....	112

Figura 38 – Testes do controlador PID.....	115
Figura 39 – Hierarquia de VIs do Piloto Automático.....	116
Figura 40 – Painel de controle para desenvolvimento do AP.....	118
Figura 41 – Diagrama de blocos do VI TestePilotoAutomatico.vi.....	119
Figura 42 – Diagrama de blocos do VI ControleProa-PID.vi	119
Figura 43 – Diagrama de blocos do VI ControleProa-TeseLucio.vi.....	120
Figura 44 – Diagrama de blocos do VI ProcessadorDiferencaAngular.vi.....	120
Figura 45 – Ângulo de proa em função do tempo (Teste 1)	121
Figura 46 – Diferença de proa entre ‘modelo PID’ e modelo de (VISMARI, 2007) (Teste 1).....	122
Figura 47 – Ângulo de proa em função do tempo (Teste 2)	122
Figura 48 – Diferença de proa entre ‘modelo PID’ e modelo de (VISMARI, 2007) (Teste 2).....	123
Figura 49 – Ângulo de proa em função do tempo (Teste 3)	124
Figura 50 – Diferença de proa entre ‘modelo PID’ e modelo de (VISMARI, 2007) (Teste 3).....	124
Figura 51 – Ângulo de proa em função do tempo (Teste 4)	125
Figura 52 – Diferença de proa entre ‘modelo PID’ e modelo de (VISMARI, 2007) (Teste 4).....	125
Figura 53 – Hierarquia de VIs no ACAS Simplificado.....	128
Figura 54 – Manobra de resolução de conflito	129
Figura 55 – Trajetória das aeronaves no teste 1 do ACAS	131

Figura 56 – Distância entre as aeronaves no teste 1 do ACAS.....	131
Figura 57 – Trajetória das aeronaves no teste 2 do ACAS	132
Figura 58 – Distância entre as aeronaves no teste 2 do ACAS.....	133
Figura 59 – Trajetória das aeronaves no teste 3 do ACAS	134
Figura 60 – Distância entre as aeronaves no teste 3 do ACAS.....	134
Figura 61 – Trajetória das aeronaves no teste 5 do ACAS	136
Figura 62 – Distância entre as aeronaves no teste 5 do ACAS.....	137
Figura 63 – Trajetória das aeronaves no teste 6 do ACAS	138
Figura 64 – Distância entre as aeronaves no teste 6 do ACAS.....	139
Figura 65 – Indicador de proa e seletor de proa para o piloto automático	141
Figura 66 – Alertas visuais de ocorrência de uma colisão e de perda de separação	142
Figura 67 – Diagrama final de hierarquia de Vis	142
Figura 68 – Painel de controle do Simulador de Espaço Aéreo	145
Figura 69 – Tela de visualização do espaço aéreo simulado	145
Figura 70 – Diagrama da máquina de estados do comportamento do ATCo.....	149
Figura 71 – Hierarquia de VIs do ATCo	150
Figura 72 – Hierarquia de VIs do Sistema de Vigilância	153
Figura 73 – Tela de simulação do sistema de vigilância com o uso do ADS-B.....	155
Figura 74 – Tela de simulação do sistema de vigilância com o uso do Radar	156
Figura 75 – Diagrama de Hierarquia de VIs do Sistema de Sensoriamento	158

Figura 76 – Rotas percorridas pelas aeronaves nos diferentes cenários.....	165
Figura 77 – Tela de Controle do Modelo Computacional (Módulo 'Espaço Aéreo')	173
Figura 78 – T_{Lmin_1} para cenários LD	174
Figura 79 – T_{Lmin_1} para cenários EDM.....	175
Figura 80 – T_{Lmin_1} para cenários EDD	175
Figura 81 – T_{Lmin_2} para cenários LD	176
Figura 82 – T_{Lmin_2} para cenários EDM.....	176
Figura 83 – T_{Lmin_2} para cenários EDD	177
Figura 84 – T_{Lmin_3} para cenários LD	177
Figura 85 – T_{Lmin_3} para cenários EDM.....	178
Figura 86 – T_{Lmin_3} para cenários EDD	178
Figura 87 – T_{PS_INT} para cenários LD	180
Figura 88 – T_{PS_INT} para cenários EDM	180
Figura 89 – T_{PS_INT} para cenários EDD	181
Figura 90 – T_{PSR_NVIG} para cenários LD.....	182
Figura 91 – T_{PSR_NVIG} para cenários EDM	183
Figura 92 – T_{PSR_NVIG} para cenários EDD.....	183
Figura 93 – N_{PSM_DETEC} para cenários LD.....	185
Figura 94 – N_{PSM_DETEC} para cenários EDM	185
Figura 95 – N_{PSM_DETEC} para cenários EDD	186

Figura 96 – R_{PS_INTERV} para cenários LD	187
Figura 97 – R_{PS_INTERV} para cenários EDM.....	188
Figura 98 – R_{PS_INTERV} para cenários EDD	188
Figura 99 – T_{PSR_NDETEC} para cenários LD.....	189
Figura 100 – T_{PSR_NDETEC} para cenários EDM	190
Figura 101 – T_{PSR_NDETEC} para cenários EDD.....	190
Figura 102 – Piores NIC da aeronave 1 para cenários LD	192
Figura 103 – Piores NIC da aeronave 2 para cenários LD	192
Figura 104 – Piores NIC da aeronave 1 para cenários EDM	193
Figura 105 – Piores NIC da aeronave 2 para cenários EDM	193
Figura 106 – Piores NIC da aeronave 1 para cenários EDD.....	194
Figura 107 – Piores NIC da aeronave 2 para cenários EDD.....	194
Figura 108 – Arquitetura conceitual da PlpE-SEC	209
Figura 109 – Conceito HIL aplicado à PlpE-SEC.....	210
Figura 110 – Arquitetura física preliminar da PlpE-SEC	211

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Evolução tecnológica do sistema GATM (CNS/ATM) comparado com o atual	31
Tabela 2 – Dados das Estações RBMC selecionadas	66
Tabela 3 – Valores-p para os diversos testes de hipótese	68
Tabela 4 – Parâmetros α e β para variação da média (μ) – degradação do erro	74
Tabela 5 – Parâmetros α e β para variação da variância (σ^2) – degradação do erro	75
Tabela 6 – Parâmetros α e β para variações extremas de μ e σ	76
Tabela 7 – Relação de VIs utilizados no modelo da aeronave	101
Tabela 8 – Campos do bloco ‘Dados Iniciais de Simulação’	106
Tabela 9 – Condições Iniciais dos testes	108
Tabela 10 – Valores do ângulo de rolagem (Φ) de acordo com o módulo da diferença da proa	116
Tabela 11 – Relação de VIs utilizados no modelo do Piloto Automático (AP)	117
Tabela 12 – Relação de VIs utilizados no modelo do ACAS Simplificado	128
Tabela 13 – Parâmetros de entrada do teste 1 do ACAS	130
Tabela 14 – Parâmetros de entrada do teste 2 do ACAS	132
Tabela 15 – Parâmetros de entrada do teste 3 do ACAS	133
Tabela 16 – Parâmetros de entrada do teste 4 do ACAS	135
Tabela 17 – Parâmetros de entrada do teste 5 do ACAS	136

Tabela 18 – Parâmetros de entrada do teste 6 do ACAS	137
Tabela 19 – Relação de VIs utilizados no modelo de Espaço Aéreo	143
Tabela 20 – Relação de VIs utilizados no modelo do ATCo	150
Tabela 21 – Relação de VIs utilizados no modelo do Sistema de Vigilância	153
Tabela 22 – Relação de VIs utilizados no modelo do Sistema de Sensoriamento..	159
Tabela 23 – Parâmetros comuns configurados para simulação.....	166
Tabela 24 – Parâmetros dos cenários LD	168
Tabela 25 – Parâmetros dos cenários EDM.....	168
Tabela 26 – Parâmetros dos cenários EDD	169
Tabela 27 – Relação de métricas adotadas	170

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ACAS	<i>Airborne collision avoidance system</i> (Sistema Anticolisão de Bordo)
ADS-B	<i>Automatic Dependent Surveillance – Broadcast</i> (Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão)
ADS-B IN	Sistema pelo qual as aeronaves recebem dados
ADS-B OUT	Sistema pelo qual as aeronaves transmitem dados
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AP	<i>Automatic Pilot</i> (Piloto Automático)
ARAIC	<i>Aircraft and Railway Accidents Investigation Commission</i> (Comissão de Investigação de Acidentes Aéreos e Ferroviários)
ATC	<i>Air Traffic Control</i> (Controle de Tráfego Aéreo)
ATCo	<i>Air Traffic Controller</i> (Controlador de Tráfego Aéreo)
ATM	<i>Air Traffic Management</i> (Gerenciamento de Tráfego Aéreo)
ATN	<i>Aeronautical Telecommunication Network</i> (Rede de Telecomunicações Aeronáutica)
ATS	<i>Air Traffic Services</i> (Serviços de Tráfego Aéreos) <i>Communication, Navigation, Surveillance / Air Traffic Management</i>
CNS/ATM	Comunicações, Navegação e Vigilância / Gerenciamento de Tráfego Aéreo
CPDLC	<i>Controller-Pilot Data Link Communication</i> (Comunicação por Enlace de Dados Controlador–Piloto)
CSV	<i>Comma Separated Values</i> (Valores Separados por Vírgulas)
DME	<i>Distance Measurement Equipment</i> (Equipamento Radiotelemétrico)
EDD	Extremamente degradado pelo desvio padrão
EDM	Extremamente degradado pela média
EPU	<i>Estimated Position Uncertainty</i> (Incerteza de posição estimada)
FANS	<i>Future Air Navigation Service</i> (Sistema de Navegação Aérea do Futuro)
FMS	<i>Flight Management System</i> (Sistema de Gerenciamento de Voo)
FOM	<i>Figure Of Merit</i> (Figura de Mérito)
GATM	<i>Global Air Traffic Management</i> (Gerenciamento de Tráfego Aéreo Global)

GBAS	<i>Ground-Based Augmentation System</i> (Sistema de Aumentação Baseado em Solo)
GLONASS	<i>Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema</i> (Sistema de Navegação Global por Satélite)
GNSS	<i>Global Navigation Satellite System</i> (Sistema de Navegação Global por Satélite)
GPS	<i>Global Positioning System</i> (Sistema de Posicionamento Global)
HMI	<i>Hazardously Misleading Information</i> (Informação Perigosamente Enganosa)
HPL	<i>Horizontal Protection Level</i> (Limite de Proteção Horizontal)
IATA	International Air Transport Association (Associação Internacional de Transporte Aéreo)
IBGE	Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i> (Organização de Aviação Civil Internacional)
ILS	<i>Instrument Landing System</i> (Sistema de Pouso por Instrumentos)
IMO	<i>International Maritime Organization</i> (Organização Marítima Internacional)
INS	<i>Inertial Navigation System</i> (Sistema de Navegação Inercial)
IRS	<i>Inertial Reference System</i> (Sistema de Referência Inercial)
LD	Levemente degradado
NACp	<i>Navigation Accuracy Category for position</i> (Categoria de precisão navegacional para posição)
NDB	<i>Non-Directional Beacon</i> (Radiofarol Não Direcional)
NIC	<i>Navigation Integrity Category</i> (Categoria de Integridade Navegacional)
NUCp	<i>Navigation Uncertainty Category for position</i> (Categoria de Incerteza de Navegação para posição)
PD	Controlador Proporcional-Derivativo
PI	Controlador Proporcional-Integral
PID	Controlador Proporcional-Integral-Derivativo
PIpE-SEC	Plataforma Integrada para Ensaio de Sistemas Embarcados Críticos
QZSS	<i>Quasi-Zenith Satellite System</i> (Sistema de Satélites Quasi-Zênite)

RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitoring (Monitor Autônomo da Integridade no Receptor)
RBMC	Rede Brasileira de Monitoramento Contínuo
R_c	<i>Containment Radius</i> (Raio de Inclusão ou Raio de Contenção)
RNP	<i>Required Navigation Performance</i> (Performance de Navegação Requerida)
RPK	Revenue Passenger-Kilometer
SARP	<i>Standards And Recommended Practices</i> (Normas e Práticas Recomendadas)
SBAS	<i>Satellite-Based Augmentation System</i> (Sistema de Aumentação Baseado em Satélite)
SIL	<i>Surveillance Integrity Level</i> (Nível de Integridade de Vigilância)
TAS	<i>True Air Speed</i> (Velocidade Verdadeira)
TLS	<i>Target Level of Safety</i> (Nível de Segurança Desejado)
UAS	<i>Unmanned Aerial System</i> (Sistema Aéreo Não Tripulado)
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VI	<i>Virtual Instrument</i> (Instrumento Virtual)
VOR	<i>Very High Frequency Omnidirectional Range</i> (Radiofarol Omnidirecional em VHF)
VPL	<i>Vertical Protection Level</i> (Limite de Proteção Vertical)
WAAS	<i>Wide Area Augmentation System</i> (Sistema de Aumentação de Grande Área – EUA)

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	27
1.1	OBJETIVOS	27
1.2	MOTIVAÇÃO	28
1.3	ESTRUTURA DO TRABALHO	33
2	SISTEMA DE GERENCIAMENTO DE TRÁFEGO AÉREO (ATM).....	35
2.1	TECNOLOGIAS DOS ELEMENTOS CNS DO CONTROLE DE TRÁFEGO AÉREO ATUAL	36
2.1.1	Tecnologias de Comunicação	36
2.1.1.1	Serviço de Telecomunicações Aeronáuticas	38
2.1.2	Tecnologias de vigilância	39
2.1.2.1	ADS-B no contexto do Controle de Tráfego Aéreo	41
2.1.3	Tecnologias de Navegação	45
2.1.3.1	O Sistema de Navegação Global por Satélite (GNSS)	47
2.1.3.2	Parâmetros do Sistema de navegação	48
2.1.3.2.1	<i>Acurácia (Exatidão):</i>	49
2.1.3.2.2	<i>Disponibilidade</i>	50
2.1.3.2.3	<i>Confiabilidade</i>	51
2.1.3.2.4	<i>Capacidade</i>	51
2.1.3.2.5	<i>Continuidade</i>	51
2.1.3.2.6	<i>Cobertura</i>	52

2.2	INTEGRIDADE	52
2.3	INTEGRIDADE E PARÂMETROS DE VIGILÂNCIA.....	56
2.3.1	Monitoramento Autônomo da Integridade no Receptor (RAIM)	59
2.4	COMPORTAMENTO DO GNSS	61
2.4.1	Obtenção e processamento dos dados da RBMC.....	63
2.4.2	Procedimentos para avaliação estatística	67
2.4.3	Fatores contribuintes do erro.....	70
3	METODOLOGIAS DE AVALIAÇÃO DE SEGURANÇA (SAFETY)	78
3.1.1	Método Absoluto	79
3.1.2	Método Relativo.....	80
3.1.3	Método Absoluto-Relativo de Avaliação do Risco (Combinado)	80
3.1.4	Conjunto de Práticas (Framework) para Avaliação de Segurança.....	82
3.1.5	Análise dos métodos de avaliação de risco / segurança (safety)	83
4	MODELO COMPUTACIONAL DO SISTEMA CNS/ATM CONSIDERANDO INTEGRIDADE	87
4.1	PREMISSAS ADOTADAS PARA MODELAGEM DOS DIFERENTES CENÁRIOS.....	88
4.2	MODELAGEM DOS ELEMENTOS DOS CENÁRIOS DE REFERÊNCIA E PROPOSTO	91
4.2.1	Aeronave	93

4.2.1.1	Programação do modelo da aeronave	97
4.2.1.2	Testes preliminares de validação do modelo da aeronave	104
4.2.1.3	Resultados dos testes do modelo da aeronave	108
4.2.1.3.1	<i>Manobra 1</i>	109
4.2.1.3.2	<i>Manobra 2</i>	110
4.2.1.3.3	<i>Manobra 3</i>	111
4.2.2	Sistema de Navegação	112
4.2.2.1	Subsistema de Piloto Automático (AP)	113
4.2.2.1.1	<i>Programação do Piloto Automático</i>	116
4.2.2.1.2	<i>Testes do Piloto Automático</i>	120
4.2.2.2	Sistema de Anticolisão de Bordo (ACAS) Simplificado	126
4.2.2.2.1	<i>Programação do ACAS Simplificado</i>	127
4.2.2.2.2	<i>Testes do ACAS Simplificado</i>	129
4.2.3	Espaço Aéreo	139
4.2.3.1	Programação do modelo do Espaço Aéreo	140
4.2.3.2	Testes do modelo do Espaço Aéreo	144
4.2.4	Sistema de Comunicação	146
4.2.4.1	Programação do modelo do Sistema de Comunicação	146
4.2.5	Controlador de Tráfego Aéreo (ATCo)	146

4.2.5.1	Programação do modelo do ATCo.....	147
4.2.6	Sistema de Vigilância.....	151
4.2.6.1	Programação do modelo do Sistema de Vigilância.....	153
4.2.6.2	Testes do modelo do Sistema de Vigilância	155
4.3	SISTEMA DE SENSORIAMENTO E GRAVAÇÃO DE DADOS	156
4.3.1	Sensores	157
4.3.2	Gravador de Dados	158
4.3.3	Programação do Sistema de Sensoriamento.....	158
5	CENÁRIOS E MÉTRICAS DE TESTES.....	161
5.1	CENÁRIOS.....	163
5.1.1	Parâmetros comuns dos cenários	163
5.1.2	Cenários degradados propostos	167
5.1.2.1	Cenários levemente degradados (LD)	167
5.1.2.2	Cenários extremamente degradados na média (EDM).....	168
5.1.2.3	Cenários extremamente degradados no desvio padrão (EDD).....	169
5.2	MÉTRICAS ADOTADAS	169
6	ANÁLISE DOS RESULTADOS	172
6.1	EXPOSIÇÃO À SEPARAÇÃO MENOR QUE L_{MIN}	174
6.2	EXPOSIÇÃO À PERDA DE SEPARAÇÃO MÍNIMA POR INTERVENÇÃO DO ATCo (T_{PS_INT})	179

6.3	EXPOSIÇÃO À PERDA DE SEPARAÇÃO ANTES DA APRESENTAÇÃO AO ATCo (T_{PSR_NVIG}).....	181
6.4	EXPOSIÇÃO À PERDA DE SEPARAÇÃO ANTES DA DETECÇÃO (R_{PS_INTERV} , N_{PSM_DETEC} , T_{PSR_NDETEC}).....	184
6.4.1	Número de conflitos detectados (N_{PSM_Detec})	184
6.4.2	Número de conflitos monitorados antes da intervenção (R_{PS_interv}).186	
6.4.3	Exposição à perda de separação mínima sem detecção pelo ATCo (T_{PSR_NDetec})	189
6.5	EXPOSIÇÃO À PERDA DE INTEGRIDADE DA LOCALIZAÇÃO ($EVENTO_RISCO_NIC$, $PIOR_NIC$)	191
7	CONCLUSÕES E CONSIDERAÇÕES FINAIS.....	195
7.1	CONCLUSÕES RELATIVAS AOS PARÂMETROS DE INTEGRIDADE	195
7.2	CONCLUSÕES RELATIVAS AO MODELO COMPUTACIONAL	196
7.3	CONCLUSÕES RELATIVAS À AVALIAÇÃO DE SEGURANÇA.....	197
7.4	PESQUISAS FUTURAS.....	199
7.4.1	Informações de Integridade do ADS-B e o modelo ionosférico	200
7.4.2	Informações de Integridade do ADS-B aplicadas a VANTs	201
7.4.3	Avaliação de Segurança Crítica (Safety) em novos cenários.....	202

REFERÊNCIAS.....	203
APÊNDICE A – PLATAFORMA INTEGRADA PARA ENSAIOS DE SISTEMAS EMBARCADOS CRÍTICOS (PIPE-SEC)	209
APÊNDICE B – CÓDIGO-FONTE DA ANÁLISE ESTATÍSTICA E TESTE DE HIPÓTESES NO <i>WOLFRAM MATHEMATICA 10</i>	212
APÊNDICE C – CÓDIGO-FONTE DA ANÁLISE ESTATÍSTICA DA VARIAÇÃO DOS PARÂMETROS α E β DA DISTRIBUIÇÃO GAMA NO <i>WOLFRAM MATHEMATICA 10</i>	219

1 INTRODUÇÃO

Este capítulo apresenta os objetivos propostos por esta pesquisa, a motivação que ressaltou a necessidade de seu desenvolvimento e, finalmente, a estrutura organizacional da pesquisa.

1.1 OBJETIVOS

O objetivo deste trabalho é realizar a avaliação do impacto dos parâmetros de integridade dos dados posicionais do sistema de vigilância aeronáutica nos níveis de segurança crítica (*safety*) do sistema de Controle de Tráfego Aéreo (ATC) em operações aeronáuticas para diferentes cenários. Os cenários são baseados na degradação da informação de posição entre duas aeronaves em voo de cruzeiro por rotas conflitantes.

Neste trabalho de pesquisa, são adotados cenários baseados no sistema de Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão (ADS-B), tecnologia de vigilância adotada no conceito de Gerenciamento de Tráfego Aéreo Global (ATM Global), também conhecida como CNS/ATM (*Communication, Navigation, Surveillance / Air Traffic Management*). Esse conceito, definido pela Organização de Aviação Civil Internacional (ICAO), tem o objetivo de aumentar os níveis de segurança e desempenho do sistema de Gerenciamento de Tráfego Aéreo (ATM).

Para a avaliação da pesquisa proposta, foi desenvolvido um modelo computacional baseado nas características do sistema de controle de tráfego aéreo (ATC) para viabilizar a simulação de situações de perigo envolvendo o tráfego de aeronaves em um determinado espaço aéreo.

A metodologia proposta por Vismari (2007) foi utilizada como referência na análise dos dados obtidos com as simulações dos diversos cenários, expandindo-se seu respectivo estudo de caso de forma a permitir a introdução dos novos parâmetros inerentes ao desempenho e integridade do sistema de posicionamento adotado.

Um dos objetivos marginais que se pretende com o desenvolvimento do modelo computacional proposto é permitir a simulação de outras situações de operação de tráfego aéreo, que não as contempladas nessa pesquisa em particular, utilizando-se

de todos os recursos e possibilidades oferecidos pelo modelo desenvolvido. O modelo desenvolvido servirá como legado, ou mesmo um embrião, para a continuidade do desenvolvimento da Plataforma Integrada para Ensaio de Sistemas Embarcados Críticos (PIpE-SEC), ferramenta desenvolvida pelo Grupo de Análise de Segurança (GAS) da Escola Politécnica para ensaios de sistemas críticos em segurança (especialmente em ambientes de tráfego aéreo). Maiores detalhes dessa ferramenta podem ser encontrados no APÊNDICE A e em (GIL et al., 2010).

1.2 MOTIVAÇÃO

No século 21 o avião assume cada vez mais um papel relevante entre os vários meios de transporte mundial. Por conta disso, a demanda por viagens aéreas em todo o mundo continua a crescer em ritmo acelerado. De acordo com as previsões da Organização de Aviação Civil Internacional (ICAO, 2007a), entre 2005 e 2025 é esperado que o número de passageiros por quilômetro transportados (RPK¹) aumente em mais de 100%. Em valores absolutos, a previsão para esse período é de que o RPK passe a ser de aproximadamente $5,460 \times 10^{12}$ passageiro·km, que é mais que dobro dos $2,355 \times 10^{12}$ passageiro·km obtidos nos 20 anos anteriores (1985 a 2005). Da mesma forma, prevê-se que o número de passageiros transportados seja um pouco menos de 2,5 bilhões em 2025, duas vezes mais que os 1,13 bilhões de passageiros transportados entre os anos de 1985 e 2005 (ICAO, 2007a). Na Figura 1 pode ser visto esse aumento significativo no fluxo de tráfego aéreo mundial, ilustrado pela diferença entre o fluxo medido no ano de 2012 e a previsão da ICAO para o ano de 2040.

Outro fator preponderante que reflete no crescimento do número de passageiros no Brasil foi o aumento da renda média do cidadão brasileiro, tornando as viagens aéreas mais acessíveis a uma grande parte da população outrora impossibilitada de utilizar desse tipo de transporte (ANAC, 2013).

¹ RPK (**R**evenue **P**assenger-**K**ilometers ou Passageiros por quilômetros transportados) equivale à soma da multiplicação do número de passageiros pagantes pela distância de cada voo. Medida do volume de vendas de tráfego de passageiro.

Figura 1 – Fluxo de Tráfego Aéreo Mundial: (A) no ano de 2012 e (B) previsão para 2040

Fonte: (ICAO, 2016)

Em relatório contendo a análise de dados de transporte aéreo com vistas para o ano de 2050, a Associação de Transporte Aéreo Internacional (IATA) prevê que o número de passageiros chegará a 16 bilhões e a quantidade de carga transportada a 400 milhões de toneladas. Tal fato se deve à redução de taxas e tarifas aéreas nas últimas quatro décadas. (IATA, 2011).

No início dos anos 1980, a ICAO reconheceu que o sistema de Controle de Tráfego Aéreo (ATC) tradicional não conseguiria lidar satisfatoriamente com o crescimento da demanda por capacidade. Como resultado, estabeleceu-se a Comissão Especial sobre o Serviço de Navegação Aérea Futura (FANS) para estudar, identificar e avaliar as novas tecnologias, bem como para fazer recomendações para o futuro desenvolvimento de sistemas de navegação para a aviação civil. Isto levou ao desenvolvimento de um conceito de sistema baseado em satélites para atender às futuras necessidades da aviação civil para a comunicação, navegação, vigilância no gerenciamento do tráfego aéreo (CNS / ATM).

O conceito envolve a aplicação do estado-da-arte em tecnologias de satélites, computadores, enlaces de dados e aviônica avançada na cabine de pilotagem para atender aos requisitos necessários dos serviços de tráfego aéreo. Essa tendência tecnológica implica na diminuição da necessidade de equipamentos de solo, relativamente caros, que utilizam a tecnologia de linha de visada (*line-of-sight*) e que tem limitações inerentes.

O novo paradigma é definido como “sistemas de comunicação, navegação e vigilância, empregando tecnologias digitais, incluindo sistemas de satélites em conjunto com vários níveis de automação, aplicados no suporte de um sistema global de gerenciamento de tráfego aéreo integrado” (ICAO, 2002). Isso permite o gerenciamento do tráfego aéreo e do espaço aéreo através da integração colaborativa de pessoas, tecnologias, equipamentos e serviços que são apoiados por recursos de comunicação, navegação e vigilância. O conceito CNS/ATM (também conhecido como GATM ou ATM Global) detalha como os sistemas ATM influenciam a evolução do voo para todas suas fases, bem como os riscos inerentes correlacionados à aviação (ICAO, 2005a). A Tabela 1 mostra as novas tecnologias que serão utilizadas neste novo conceito de gerenciamento de tráfego aéreo em comparação com as atualmente aplicadas.

As funções como navegação e vigilância no CNS / ATM estão apoiadas na utilização de Sistemas de Navegação Global por Satélite (GNSS) em vez das balizas de solo (*ground-based beacons*) e auxílios a navegação em uso no momento. Dentre os sistemas componentes do GNSS, apenas o GPS, na banda de frequência L1, está certificado para uso aeronáutico civil atualmente. Assim, para manter a coerência

com a nomenclatura utilizada na literatura estudada, esse trabalho de pesquisa adotará a sigla mais generalista, o GNSS. O sistema de navegação baseado em satélites deve permitir o chamado desempenho de navegação exigido (RNP) para a aviação civil, especificado em termos de três parâmetros: integridade (que depende da acurácia da informação), continuidade do serviço e disponibilidade, que serão definidos no capítulo 2.

Tabela 1 – Evolução tecnológica do sistema GATM (CNS/ATM) comparado com o atual

Sistema Atual	Sistema GATM (CNS/ATM)
Comunicação	
<ul style="list-style-type: none"> • VHF (voz) • HF (voz) 	<ul style="list-style-type: none"> • VHF (voz / dados) • Serviço Móvel Aeronáutico por Satélite em Rota (AMS(R)S) • Rede de Telecomunicações Aeronáuticas (ATN) • Comunicações entre Piloto e Controlador por meio de Enlace de Dados (CPDLC) • Performance de Comunicação Requerida (RCP)
Navegação	
<ul style="list-style-type: none"> • Radiofarol Onidirecional em VHF (VOR) • Equipamento Radiotelemétrico (DME) • Baroaltímetro • Sistema de Navegação Inercial (INS) • Sistema de Pouso por Instrumentos (ILS) 	<ul style="list-style-type: none"> • Navegação de Área (RNAV) • Performance de Navegação Requerida (RNP) • Sistema de Navegação Global por Satélite (GNSS) • Baroaltímetro • Sistema de Navegação Inercial (INS)
Vigilância	
<ul style="list-style-type: none"> • Radar Primário de Vigilância (PSR) • Radar Secundário de Vigilância (SSR) • Procedural Surveillance • SSR Modo A/C 	<ul style="list-style-type: none"> • Vigilância Dependente Automática (ADS) <ul style="list-style-type: none"> ○ Por Contrato (ADS-C) ○ Por Radiodifusão (ADS-B) • Radar de Vigilância Secundário (SSR) <ul style="list-style-type: none"> ○ Básico ○ Mono-pulso ○ Modo S

Fonte: Adaptado de (VISMARI; CAMARGO JUNIOR, 2009; DECEA, 2011)

Dos parâmetros da RNP, a integridade (ou seja, a relação de confiança que pode ser colocada na informação fornecida pelo sistema de navegação) é a que se relaciona mais diretamente com a segurança, e é, portanto, um elemento crucial, especialmente para aplicações críticas de segurança, tais como a aviação civil. A RNP para todas as fases do voo é especificada nas Normas e Práticas Recomendadas (SARP) da ICAO para a aviação civil (CAA, 2004).

Com base neste cenário de evolução constante do volume de tráfego aéreo e das tecnologias do conceito de ATM Global (CNS/ATM) aplicadas para seu gerenciamento, em (VISMARI, 2007) foi avaliado o impacto provocado pela adoção dessas novas tecnologias, nos níveis de segurança crítica (*safety*) do sistema de

Controle de Tráfego Aéreo (ATC). Em particular, a diferença entre os cenários avaliados no trabalho supracitado residia na adoção ora do sistema de Vigilância por Radar, ora do sistema de Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão (ADS-B). Para tal, o autor propôs uma nova metodologia de análise unificando os métodos 'absoluto' e 'relativo' estabelecidos pela ICAO (1998).

O estudo de caso desenvolvido para aplicação dessa nova metodologia baseou-se em simulação computacional de modelos de cada um dos elementos componentes do ATC. Contudo, alguns aspectos, como os parâmetros de integridade de dados posicionais, não foram considerados dentro da modelagem realizada, sendo apontados pelo próprio autor como passível de adoção em trabalhos futuros (VISMARI, 2007). O modelo de ATC foi previamente desenvolvido na pesquisa de Vismari para simulação computacional adotando-se o formalismo baseado em Redes de Petri Fluídas Estocásticas (SPNP) e implantado em linguagem ANSI-C.

Com interesse no refinamento do estudo realizado por Vismari (2007), esta pesquisa visa estender o modelo computacional desenvolvido, adotando-se adicionalmente parâmetros que interfiram nos dados posicionais e, conseqüentemente, na integridade desses dados, além de adaptar o modelo computacional visando sua representação em linguagem G do LabVIEW, facilitando a realização de diversas simulações. A escolha da linguagem de desenvolvimento da ferramenta LabVIEW visa atender um dos objetivos mencionados na seção anterior, que é de integrar o modelo desse estudo particular com o ambiente PlpE-SEC (descrita no APÊNDICE A). Essa abordagem de pesquisa irá permitir não só a adaptação desse modelo à plataforma, mas também permitirá a configuração de outras situações que não as tratadas nesse trabalho. Os detalhes das possibilidades de configuração do modelo desenvolvido serão apresentados no capítulo 4.

A integridade dos dados de posicionamento das aeronaves é considerada relevante para a segurança crítica (*safety*) do ATC uma vez que está intimamente relacionada ao quão **fiável** ou **verdadeira** é considerada uma determinada informação. Assim, como forma de manter a uniformidade entre as análises, foi aplicada neste trabalho de pesquisa a mesma metodologia proposta em (VISMARI, 2007), para avaliação do impacto dos parâmetros adicionados ao modelo de ATC proposto em relação aos resultados obtidos em (VISMARI, 2007).

1.3 ESTRUTURA DO TRABALHO

Este presente trabalho de pesquisa possui um total de 7 capítulos.

O capítulo 2 aborda as principais tecnologias aplicadas ao Sistema de Controle de Tráfego Aéreo relativos ao novo conceito de ATM Global (CNS/ATM), ilustrando a relação entre os elementos do sistema e sua capacidade de tráfego, e descrevendo as principais características de navegação, vigilância e comunicação. Também é apresentado o conceito de integridade de dados e como essa característica se relaciona tanto com o sistema de navegação por satélite como com o sistema de vigilância dependente automática. Também é citada a principal técnica adotada nas aeronaves para monitoramento dos parâmetros de integridade, a técnica de Monitoramento Autônoma da Integridade no Receptor (RAIM), e é detalhado o processo de análise de dados para obtenção do comportamento do GNSS e os fatores contribuintes para seu cálculo.

O capítulo 3 apresenta uma breve descrição dos principais métodos existentes para avaliação de segurança aplicada a sistemas aeronáuticos, em especial, ao sistema de Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão (ADS-B). Nesse capítulo é realizada também uma análise de cada método no qual se indica qual metodologia foi adotada e os motivos que levaram a essa escolha.

O capítulo 4 descreve o modelo computacional desenvolvido para avaliação de segurança crítica (*safety*) proposta. Nesse capítulo são descritas as premissas consideradas na modelagem e detalhados os modelos de cada elemento do sistema, os parâmetros e algoritmos utilizados bem como a linguagem e ambiente de programação adotadas. Da mesma forma são apresentados os resultados preliminares de validação dos modelos desenvolvidos dos elementos do sistema de controle de tráfego aéreo (ATC).

Para as simulações do modelo computacional desenvolvido, no capítulo 5 são propostos diferentes cenários degradados de acordo com o comportamento do sistema de posicionamento adotado. Nesse capítulo, também são estabelecidas as métricas de segurança de modo a efetivar sua avaliação conforme explicado no capítulo 3.

Os resultados obtidos por meio da simulação do modelo computacional proposto, representando o sistema de controle de tráfego aéreo em questão, são exibidos e analisados no capítulo 6. A análise é feita a partir dos valores das métricas levantadas e descritas no capítulo 5.

Por fim, o capítulo 7 apresenta as conclusões e considerações finais deste trabalho de pesquisa e introduz ideias que possam ser adotadas futuramente em novos estudos acerca do tema desenvolvido nessa dissertação.

Em seguida é apresentada a relação completa de referências bibliográficas utilizadas para elaboração dessa pesquisa.

Após esses capítulos, são adicionados apêndices a título informativo, mas que contribuem para o entendimento do texto. O APÊNDICE A descreve brevemente a Plataforma Integrada para Ensaio de Sistemas Embarcados Críticos (PIpE-SEC), que orientou o desenvolvimento do modelo computacional que serviu de base para as simulações realizadas. Já o APÊNDICE B apresenta o código programado na ferramenta LabVIEW utilizada para análise estatística e que determinou o comportamento mais próximo do GNSS; e no APÊNDICE C são apresentados os cálculos dos parâmetros de entrada para a distribuição selecionada (α e β da função gama) dos cenários degradados descritos no capítulo 5. Esses cálculos foram obtidos por meio da ferramenta Wolfram Mathematica 10.

2 SISTEMA DE GERENCIAMENTO DE TRÁFEGO AÉREO (ATM)

O Gerenciamento do Tráfego Aéreo (ATM) tem como principal objetivo garantir voos seguros, regulares e eficazes, respeitando as condições meteorológicas reinantes e as limitações operacionais da aeronave. O provimento deste serviço está baseado nas normas e nos métodos recomendados pela Organização de Aviação Civil Internacional (ICAO), a fim de manter o patamar de segurança desejado para a navegação aérea e garantir a prestação de um serviço eficiente a todas as aeronaves que utilizam um determinado espaço aéreo.

O espaço aéreo é um recurso finito, sendo os aeroportos mais limitados ainda. Sendo evidente a limitação de recursos, a utilização do espaço aéreo necessita ser administrada de forma racional e sistemática e, portanto, os objetivos dos serviços de tráfego aéreo visam prover um “fluxo de tráfego aéreo seguro, rápido e ordenado” (SIEWERDT, 2008).

O Conceito CNS/ATM (Comunicações, Navegação, Vigilância / Gerenciamento do Tráfego Aéreo), desenvolvido pelo Comitê FANS, foi aprovado pela ICAO na 10ª Conferência de Navegação, realizada em setembro de 1991. Nesta conferência foi recomendado que a ICAO desenvolvesse um plano global que permitisse o planejamento e implantação dos futuros sistemas CNS/ATM por meio dos Grupos Regionais de Planejamento e Implantação. Assim, desenvolveu-se o Plano Global de Navegação Aérea para os Sistemas CNS/ATM, o qual recomenda que os sistemas CNS/ATM sejam implantados com base na coordenação dos Grupos de Planejamento e Implementação Regionais (PIRG), muito embora a implantação dos sistemas CNS/ATM seja uma responsabilidade individual de cada Estado.

Aumentar a capacidade do ATC é considerado, em geral, uma tarefa mais complexa do que aumentar a capacidade dos aeroportos. Isso ocorre pois nos aeroportos, em havendo disponibilidade, por meio do simples aumento da área dos pátios e do terminal de passageiros, ou mesmo da construção de uma nova pista de pouso (com adequada separação da existente), se obtém significativo incremento na capacidade de receber mais aeronaves, carga e passageiros, em relativamente curto intervalo de tempo. Já o aumento sistemático da capacidade do ATC apresenta maturação bem mais lenta, podendo levar uma década ou mais, desde os primeiros estudos até

a sua efetivação com sucesso. Isso se deve ao fato de que o impacto que cada mudança (por menor que seja) tem sobre os níveis de segurança crítica (*safety*) precisa ser avaliado cuidadosamente, uma vez que falhas nesse ambiente podem provocar mortes, ferimentos e/ou prejuízos.

Este capítulo tem o objetivo de definir quais são os principais conceitos atuais e os gargalos relacionados ao sistema de controle de tráfego aéreo. Em seguida, apresenta-se o conceito CNS/ATM, que define quais alterações serão adotadas no sistema de tráfego aéreo como forma de minimizar os gargalos atuais ao crescimento da sua capacidade. Conforme mencionado previamente, sendo este trabalho uma extensão da dissertação elaborada por Vismari (2007), o destaque deste capítulo será dado sobre o conceito de navegação e vigilância aeronáutica, ambos com foco na integridade de dados posicionais e quais seus impactos sobre a segurança do tráfego aéreo.

Assim, somente serão apresentados os conceitos principais acerca das tecnologias pertencentes ao escopo do ATM Global (CNS/ATM), sendo que maiores detalhes podem ser encontrados na obra supracitada.

2.1 TECNOLOGIAS DOS ELEMENTOS CNS DO CONTROLE DE TRÁFEGO AÉREO ATUAL

Neste item, o sistema de tráfego aéreo será analisado sob o ponto de vista de seus elementos funcionais. Desta forma, tanto Comunicação, Navegação e Vigilância serão avaliados, pontualmente, como sistemas que, tratados em conjunto, formam o sistema de tráfego aéreo controlado.

2.1.1 Tecnologias de Comunicação

Como já mencionado, um dos pilares do novo paradigma de gerenciamento de tráfego aéreo, o CNS/ATM é a comunicação. Uma aeronave voando em um espaço aéreo controlado deve manter contínua comunicação de voz com o controle de solo

no canal adequado e estabelecendo comunicação com a unidade de controle de tráfego aéreo apropriada (ICAO, 2005b).

O sistema de controle de tráfego aéreo (ATC) faz uso, atualmente, de enlaces analógicos de rádio para comunicação entre os controladores de tráfego aéreo (ATCo) e os pilotos nas aeronaves. Esse tipo de tecnologia limita o número de aeronaves que podem ser controladas simultaneamente pelo ATCo, uma vez que está sujeita a interferências ilícitas, saturação do canal e até a má compreensão do idioma (inglês) falado por não nativos (GIL, 2011). Esses fatores podem acarretar em indisponibilidade ou perda de integridade do canal de comunicação, os quais podem expor o tráfego aéreo a situações perigosas.

Uma infraestrutura de comunicações global e harmônica para a aviação é uma visão compartilhada pela maioria dos membros da comunidade da aviação. A partir do estado atual dos estudos e conceitos, verifica-se que novas tecnologias digitais de comunicação ar-solo devem ser desenvolvidas objetivando dar suporte aos requisitos que o crescimento do tráfego aéreo traz. Um componente de enlace de comunicação ar-ar é muito provável que também será exigido, ainda que provavelmente posterior ao sistema de ar-solo. Um requisito fundamental destes enlaces é que os mesmos possam suportar a capacidade de acesso à informação com base em redes de dados. Altos níveis de disponibilidade, integridade e segurança são essenciais para segurança crítica (*safety*) nas comunicações da aviação (KERCZEWSKI, 2006).

Visando reduzir os impactos dos problemas na comunicação entre controladores de tráfego e pilotos sobre a segurança e eficiência do tráfego aéreo e, com isso, permitir que haja uma maior quantidade de operações seguras de voo, a aviação está evoluindo para a utilização de tecnologias de comunicação digital (DECEA, 2002). A tecnologia de comunicação digital proposta para este fim, prevista no conceito ATM Global (CNS/ATM), é a Comunicação entre Piloto e Controlador por meio de Enlace de Dados (CPDLC). A CPDLC permite aumentar a capacidade de comunicação (maior número de canais) além do grau de automação do processo de controle de tráfego aéreo. Na prática, isso significa a possibilidade de adensamento do espaço aéreo.

2.1.1.1 Serviço de Telecomunicações Aeronáuticas

De acordo com o Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA, 2013a) o Serviço de Telecomunicações Aeronáuticas é o serviço de telecomunicações prestado para qualquer fim aeronáutico e constituído dos seguintes elementos:

- a) **Serviço Fixo Aeronáutico (AFS):** Serviço de telecomunicações entre pontos fixos determinados, que se aplica primordialmente para a segurança da navegação aérea e para que a operação dos serviços aéreos seja regular, eficiente e econômica.
- b) **Serviço Móvel Aeronáutico (AMS):** Serviço móvel entre estações aeronáuticas e estações de aeronave ou entre estações de aeronave, do qual também podem participar as estações de embarcações ou dispositivo de salvamento; também podem considerar-se incluídas neste serviço as estações de radiofarol de localização de sinistros que operem nas frequências de socorro e de urgência designadas.
- c) **Serviço de Radionavegação Aeronáutica:** Serviço de radionavegação com a finalidade de proporcionar às aeronaves confiabilidade e segurança nas operações. Compreende todos os sistemas de auxílios-rádio à navegação aérea utilizados no serviço aeronáutico internacional, tais como VOR/DME, NDB, ILS, ADF, entre outros elementos radiogoniométricos².
- d) **Serviço de Radiodifusão Aeronáutica:** Serviço de radiodifusão destinado à transmissão de informações relativas à navegação aérea, por exemplo, avisos meteorológicos que sejam de interesse imediato para uma aeronave em voo ou que está pronta para sair.

O AMS possui infraestrutura para comunicação tanto de mensagens de voz quanto de dados. Atualmente quase toda a comunicação entre controladores de tráfego (ATCo) e pilotos é feita por meio de comunicação oral em radiofrequência.

Assim, o DECEA obriga as aeronaves que utilizam o espaço aéreo, sob jurisdição do Brasil, a possuírem a bordo os seguintes equipamentos **básicos**:

² Radiogoniometria: sistema que utiliza emissões de rádio enviadas de estações terrestres conhecidas, que, recebidas por antenas móveis em veículos marítimos, aéreos ou terrestres, permitem que estes se localizem sobre a linha de marcação; o cruzamento simultâneo das direções obtidas de duas ou mais estações radiogoniométricas informa a localização do receptor.

- ✓ Transceptor de VHF-AM
- ✓ Transceptor de HF
- ✓ Receptor Radiogoniométrico (ADF)
- ✓ Receptor de VOR/LOCALIZER
- ✓ Receptor de Glide Slope
- ✓ Receptor DME
- ✓ Transponder
- ✓ Receptor de Marker Beacon
- ✓ Transmissor Localizador de Emergência (TLE) em VHF
- ✓ Transmissor Localizador de Emergência (TLE) em UHF

Apesar da radiocomunicação por satélites ser uma opção no lugar da radiocomunicação HF/VHF, a mesma não pode figurar como único meio de comunicação uma vez que são classificados em (DECEA, 2008) como equipamentos suplementares, assim como:

- ✓ **Receptores do Sistema de Posicionamento Global por Satélite (GNSS):** devem estar de acordo com as características contidas na norma TSO-C129a – “*Airbone Supplemental Navigation Equipment Using the Global Positioning System*” da *Federal Aviation Administration* (FAA).
- ✓ **Transceptores em VHF ou satélite para comunicação de dados do Serviço Móvel Aeronáutico (ATS, AOC, AAC):** atualmente três modos de operação em ‘VHF digital link’ (VDL) são reconhecidos pela ICAO. O VDL modo 2 e o VDL modo 4 aplicam-se à transmissão de dados. O VDL modo 3 aplica-se à transmissão de dados e voz.

2.1.2 Tecnologias de vigilância

O Sistema de Vigilância Aeronáutica é definido como aquele que “fornece a posição da aeronave e outras informações relacionadas ao Gerenciamento de Tráfego Aéreo e/ou usuários transportados por via aérea” (ICAO, 2012a). Em termos gerais, a vigilância é responsável por atualizar os planos de voo, melhorando estimativas de

*waypoints*³ futuros e também reduzindo a carga de trabalho de pilotos, reduzindo a comunicação de voz, durante o período de voo. A vigilância fornece, principalmente aos controladores de tráfego aéreo (ATCo), consciência situacional para executar o gerenciamento da separação entre aeronaves e gerir de forma eficaz um determinado espaço aéreo.

A Figura 2 mostra os diversos elementos componentes do sistema de controle de tráfego aéreo (ATC) e como os mesmos estão relacionados entre si e quais informações são trocadas. Na figura evidencia-se o papel que desempenha a vigilância e como a mesma está inserida na arquitetura do controle de tráfego aéreo.

Figura 2 – Arquitetura do Controle de Tráfego Aéreo

Fonte: Adaptado de (VISMARI; CAMARGO JUNIOR, 2009)

Os sistemas atualmente em uso pela vigilância são o Radar Primário de Vigilância (PSR), Radar Secundário de Vigilância (SSR), Radar Secundário de Vigilância Monopulso (MSSR), Radar de Movimento de Superfície (SMR) e Multilateração (MLAT) (ICAO, 2004, 2007b). O desempenho destes sistemas é, contudo, insuficiente para satisfazer os requisitos funcionais de operações baseadas em trajetória 4D, incluindo a consciência situacional de alto desempenho, necessários para dar suporte ao crescimento do fluxo de tráfego aéreo previsto pela ICAO (ALI et al., 2015). Assim, para enfrentar esses desafios e contornar estas limitações, a ICAO

³ Ponto entre os pontos principais de uma rota, como ao longo de uma trilha e/ou caminho

propôs um novo sistema de vigilância: o Sistema de Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão (ADS-B).

Como mencionado, a vigilância desempenha um papel essencial no Controle de Tráfego Aéreo (ATC). A capacidade para determinar de forma precisa e confiável a localização das aeronaves tem uma influência direta sobre as distâncias de separação entre as mesmas (ou seja, nos padrões de separação) e, portanto, o quão eficientemente um determinado espaço aéreo pode ser utilizado. Em áreas onde não há vigilância eletrônica, o ATC conta exclusivamente com a comunicação de voz entre os pilotos e ATCo para determinar a posição da aeronave.

O principal uso da vigilância no Gerenciamento de Tráfego Aéreo (ATM) é monitorar as expectativas no ATC de movimentos de aeronaves com base em autorizações ou instruções aos pilotos, e as trajetórias reais dessas aeronaves indicando ao ATCo quando as expectativas e trajetórias reais não coincidem, proporcionando uma importante função de segurança.

A demanda para aumentar a flexibilidade de utilização do espaço aéreo, quer por aeronaves tripuladas ou não, reduzindo restrições relacionadas com voos ao longo de rotas fixas, exige uma melhor capacidade de navegação a bordo da aeronave. Do mesmo modo, a acurácia e precisão da vigilância são necessárias para auxiliar na detecção e resolução de quaisquer conflitos potenciais associados com a utilização flexível do espaço aéreo, o que é susceptível a levar a um ambiente mais dinâmico.

2.1.2.1 ADS-B no contexto do Controle de Tráfego Aéreo

A Vigilância Dependente Automática (ADS) é um conceito segundo o qual aeronave transmite continuamente sua posição, intenção e outros dados aos serviços de tráfego aéreo em solo e/ou para outras aeronaves. A ADS fornece uma série de benefícios se comparada à vigilância baseada em radar. Esses benefícios incluem o fornecimento, aos controladores de tráfego aéreo, da localização de aeronaves em áreas onde a cobertura radar é inviável ou impraticável como, por exemplo, em espaços aéreos sobre áreas oceânicas ou mesmo remotas.

Os sistemas ADS também podem fornecer informações de intenção da aeronave, isto é, sua trajetória prevista, que não está disponível na tecnologia radar tradicional. Sistemas ADS mais modernos também permitem aos pilotos obterem a localização das demais aeronaves nas proximidades, aumentando sua consciência situacional. (SPITZER; FERRELL; FERRELL, 2014)

Existem dois tipos principais de sistemas ADS. O primeiro tipo, conhecido como ADS-addressed (ADS-A), do inglês ‘endereçoado’, ou ADS-contract (ADS-C), do inglês ‘por contrato’, envolve a transmissão de localização de uma aeronave para um único destinatário do serviço de tráfego aéreo (ATS) através de um enlace de dados ponto-a-ponto. A segunda é a ADS-broadcast (ADS-B), do inglês ‘por radiodifusão’, em que a aeronave transmite continuamente a sua posição através de um enlace de dados tanto para serviços de tráfego aéreo como a outras aeronaves nas proximidades, conforme esquematizado na Figura 3.

Os receptores GNSS são os mais utilizados a bordo como sensores para obtenção da posição para os vários serviços de anúncios que são atualmente implantados em todo o mundo (HEGARTY; CHATRE, 2008). GPS e GLONASS foram apenas duas das várias possíveis entradas de dados de navegação por ADS que podem ser consideradas. Outros candidatos incluem sistemas de navegação inercial, VOR / DME e NDB (VISMARI, 2007).

Por isso, a função principal do ADS-B é servir como um sistema de vigilância para Controle de Tráfego Aéreo (ATC), aplicada em áreas onde não é possível, técnica e economicamente, a instalação de equipamentos radar, ou até mesmo sendo usado como um elemento complementar nas áreas atendidas pelo serviço de radar (SPITZER; FERRELL; FERRELL, 2014).

Figura 3 – Arquitetura do sistema de Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão (ADS-B)

Fonte: Adaptado de (ICAO, 2007b; VISMARI, 2007; ALI et al., 2015)

Para o ADS-B ser usado como um sistema de vigilância radar (*'Radar-like Service'*), é necessário que a mensagem transmitida pelo ADS-B-Out contenha determinadas informações definidas em (CASA, 2014a), tais como:

- ✓ Dados de posição (localização);
- ✓ Integridade (de localização);
- ✓ Altitude;
- ✓ Identificação;
- ✓ Número de versão;
- ✓ SIL (Nível de Integridade de Vigilância);
- ✓ NACp (Categoria de Acurácia de Navegação para a posição)

Para que a mensagem ADS-B-Out possa apresentar as informações mencionadas, especificou-se um conjunto mínimo de fontes de informação que devem estar disponíveis para a ADS-B (CASA, 2014a):

- 1) **Posição:** o Sistema Global de Navegação por Satélite (GNSS) é considerado suficiente, tanto na precisão e integridade, para fornecer esse tipo de informação. O equipamento GNSS deve aderir, no mínimo, aos seguintes requisitos:
 - a) O equipamento GNSS deve ser capaz de fornecer informação de posição periodicamente, em até 1 segundo;
 - b) O equipamento GNSS deve fornecer continuamente à ADS-B as informações de Limite Proteção Horizontal (HPL), ou notificar o piloto em caso de interrupções ou perda de disponibilidade;
- 2) **Integridade da posição:** equipamentos GNSS devem fornecer, juntamente com os dados de posição, o Nível de Proteção Horizontal (HPL), considerado a integridade da posição. Na ausência de HPL, devido a limitações operacionais, esse pode ser substituído pela EPU (estimativa de incerteza de posição). Esse parâmetro depende do valor da acurácia.
- 3) **Altitude:** equipamentos GNSS podem fornecê-la em caso de indisponibilidade de altitude barométrica. Em caso de altitude barométrica estiver disponível, essa medida deve estar em conformidade com as normas estabelecidas para a sua utilização no *Transponder* da aeronave.
- 4) **Identificação:** deve ser fornecida pelo *Transponder* como forma de manter o mesmo valor configurado no plano de voo.
- 5) **SIL:** especifica a probabilidade de exceder a região de contenção da integridade da integridade da posição.
- 6) **NACp:** informação enviada para o sistema de vigilância a fim de determinar se a posição reportada tem um nível aceitável de acurácia.

A Figura 4 ilustra o processo de geração, transmissão, recepção e visualização de mensagens de vigilância usando a ADS-B. A mensagem do ADS-B (msg_{ADS-B}) é composta pelas informações de posição e sua respectiva categoria de acurácia (NACp), bem como pela Categoria de Incerteza de Navegação (NUC), que pode ser substituída respectivamente por um conjunto de parâmetros que inclui a categoria de integridade (NIC), de acurácia (NAC) e nível de integridade de vigilância (SIL). No

final, a informação posição é apresentada na tela do controlador juntamente com outros parâmetros como a Figura de Mérito (FOM), parâmetro que indica a exatidão de um receptor para cálculo de posicionamento ou de tempo exibido para o operador ou comunicado a um sistema integrado a tal receptor.

Figura 4 – Processo de vigilância e estrutura da mensagem ADS-B

Fonte: Adaptado de (VISMARI, 2007)

2.1.3 Tecnologias de Navegação

No novo conceito de ATM Global (GATM), a informação posicional do sistema de vigilância ADS-B, é intrinsecamente dependente das informações fornecidas pela constelação de satélites sobre os céus. O receptor do *Global Navigation Satellite System* (Receptor GNSS) é responsável por capturar e tratar a informação dos satélites.

De acordo com (DECEA, 2009), a navegação aérea é a “técnica de conduzir uma aeronave, de forma segura e eficiente, de um ponto ao outro sobre a superfície da Terra, determinando a sua posição, em qualquer momento”. O sistema de navegação no ATM é responsável por atuar na condução do voo e sua navegação a fim de permitir que a aeronave seja conduzida a aderir ao plano de voo previsto de maneira segura e eficiente.

Em um ambiente de tráfego aéreo controlado, o plano é conduzir uma aeronave através de uma sequência de pontos (*waypoints*) definidos em rotas ATS e representadas em cartas aeronáuticas. Portanto, ao voar uma aeronave, o piloto deve ser capaz de determinar a posição atual, a direção do próximo *waypoint* que deve ser atingido e a distância entre este e a posição atual. Além disso, a aeronave deve ser capaz de manter tanto seu ângulo de guinada na direção determinada pelo plano de voo, como o nível de voo e velocidade planejada e/ou controlada pelo controlador de tráfego aéreo (ATCo).

No sistema de tráfego aéreo várias tecnologias podem ser aplicadas para a navegação aérea atualmente (DECEA, 2011):

- ✓ Sistema de Navegação Inercial (INS);
- ✓ Sistema de Referência Inercial (IRS);
- ✓ Radiofarol Não Direcional (NDB);
- ✓ Radiofarol Onidirecional em VHF (VOR);
- ✓ Equipamento Radiotelemétrico (DME);
- ✓ Auxílios Visuais (Visual Aids)
- ✓ Sistema de Pouso por Instrumento (ILS);
- ✓ Sistema Global de Navegação por Satélite (GNSS),
- ✓ Sistema de Aumentação Baseado em Satélite (SBAS)
- ✓ Sistema de Aumentação Baseado em Solo (GBAS)

Uma vez que o sistema de navegação está intrinsecamente relacionado ao sistema de vigilância no novo conceito ATM Global (CNS/ATM) e este sistema de navegação é baseado em tecnologia de posicionamento por satélites, o GNSS deve ser analisado em maiores detalhes, pois sua informação de posição é diretamente fornecida ao ADS-B (VISMARI, 2007).

2.1.3.1 O Sistema de Navegação Global por Satélite (GNSS)

A Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO) define o Sistema de Navegação Global por Satélite (GNSS) como “um sistema mundial de determinação de posição e tempo que inclui uma ou mais constelações de satélites, receptores de aeronaves e monitoramento de integridade do sistema. A integridade pode ser aumentada conforme necessário para dar suporte ao desempenho de navegação requerida para a operação pretendida” (ICAO, 2010a).

O GNSS oferece muitas vantagens sobre os instrumentos de navegação tradicionais, incluindo o fato de facilitar a navegação de área (RNAV) – que é a habilidade de voar rotas arbitrárias sem ser limitado pela localização de instalações de navegação em solo. Outros benefícios incluem a prestação de serviços de navegação melhorados em áreas que não são cobertas por auxílios à navegação localizados no solo, e a possibilidade de reduzir as despesas de manutenção de redes amplas de instalações de navegação no solo (SPITZER; FERRELL; FERRELL, 2014).

Atualmente, existem dois sistemas de navegação por satélite totalmente operacionais: o Sistema de Posicionamento Global (**GPS**) e o *Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema*⁴ (**GLONASS**). O GPS é mantido pelo Departamento de Defesa (DoD) dos Estados Unidos da América (EUA), já o GLONASS é propriedade da Rússia.

Um terceiro sistema de navegação por satélite, de propriedade da Comunidade Europeia e com o nome **Galileo**, está sendo implantado e é previsto possuir sua plena capacidade operacional – com um sistema de 30 satélites (27 operacionais e 3 sobressalentes) – em 2020. (ESA, 2013).

Além disso, um quarto sistema de navegação por satélite está sendo desenvolvido pela República Popular da China chamado **Beidou-2** ou **Compass**. Com esse sistema, planeja-se oferecer importantes serviços de localização e navegação

⁴ Denominação na língua russa para Sistema de Navegação Global por Satélite

principalmente para os clientes do Leste Asiático. Este sistema global também deve ser concluído até 2020.

Outro sistema que é relativamente recente, se comparado a sistemas como o GPS e GLONASS, é o QZSS (*Quasi-Zenith Satellite System*) que faz parte do programa de navegação por satélite japonês apontando para a evolução futura do sistema de navegação por satélite regional no Leste da Ásia e Oceania.

No dia 11 de setembro de 2010, o governo japonês lançou um foguete H-IIA que colocou em órbita o Michibiki, um satélite com o objetivo de melhorar a qualidade dos sinais GPS para os usuários civis e militares. Os cientistas da Agência Espacial Japonesa (Jaxa) esperam que o satélite melhore a acurácia e cobertura do sistema GPS, que é amplamente utilizado no Japão. Após receber várias sugestões, da academia e da comunidade, a Jaxa anunciou que o nome Michibiki foi o escolhido por representar, em japonês, orientação e sentido (MUNDOGEO, 2010). Combinado com os sinais GPS, o sistema fornece um serviço de posicionamento de alta acurácia, mesmo em *canions* urbanos ou terrenos montanhosos (JAXA, 2015).

2.1.3.2 Parâmetros do Sistema de navegação

O desempenho de um sistema de navegação é caracterizado por alguns parâmetros de qualidade estatísticos. As definições são baseadas no APÊNDICE E do Plano de Radionavegação Federal dos Estados Unidos de 2014 (DOD; DOHS; DOT, 2014). Existem variações das definições dependendo do sistema de aplicação e navegação utilizado. De maneira geral, os parâmetros não são individualmente definidos, mas estão correlacionados entre si. Em um documento apresentado à Organização Marítima Internacional (IMO), a Comissão Europeia (EUROPEAN COMMISSION, 2003) traça esquematicamente uma pirâmide ilustrando a inter-relação e a hierarquia entre os diferentes parâmetros de desempenho. Na Figura 5, a acurácia aparece como a base dessa pirâmide. Assim, a integridade é vista como uma função da acurácia.

A geometria da constelação de satélites muda continuamente ao longo do tempo. Além disso, periodicamente alguns satélites são temporariamente retirados de

serviço para as operações de manutenção de rotina. Portanto, os parâmetros de qualidade geralmente se referem a um determinado instante de tempo, um intervalo de tempo, ou uma média ao longo do tempo.

Figura 5 – Relação e hierarquia entre os principais parâmetros de desempenho

Fonte: Adaptado de (EUROPEAN COMMISSION, 2003)

2.1.3.2.1 Acurácia (Exatidão):

A acurácia é uma medida estatística que fornece o grau de conformidade entre o parâmetro medido ou estimado (por exemplo, a posição e/ou velocidade) de um objeto num dado momento e o parâmetro verdadeiro. A exatidão de um sistema de navegação é normalmente apresentada como uma medida estatística do erro de sistema juntamente com um nível de confiança (por exemplo, 95%) refletindo a probabilidade de ocorrência de um determinado valor na faixa esperada. Existem três tipos de acurácia:

- **Acurácia absoluta (ou previsível):** quantifica o grau de conformidade entre a posição calculada do sistema de navegação comparada à posição verdadeira (ou seja, cartografada).
- **Acurácia precisa (ou repetível):** descreve a exatidão com que o usuário, utilizando o mesmo sistema de navegação, consegue voltar a posição previamente medida, cujas coordenadas foram determinadas num momento

anterior. A medida estatística da exatidão repetível não leva em conta a posição verdadeira.

- **Acurácia relativa:** indica a exatidão com a qual um usuário pode determinar sua posição em relação à de outro usuário do mesmo sistema de navegação no mesmo instante de tempo, independentemente de qualquer erro na posição verdadeira.

A comparação visual de precisão e acurácia é mostrada na Figura 6. Para o cálculo de posição, assume-se que as medidas GNSS não possuem viés (*bias*) e que são gaussianamente distribuídas, o que resultaria em soluções de posição exatas. Na prática, o termo precisão é erroneamente usado para parafrasear as definições de ‘acurácia combinada com precisão’. Ao serem considerados tanto os efeitos atmosféricos como os de multicaminho, os erros não apresentam distribuição gaussiana, tornando inválidas as medidas.

Figura 6 – Comparação visual entre acurácia e precisão de um conjunto de medidas

Fonte: (HOFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008)

Acurácia e precisão são descritos em vários níveis de confiança, conforme especificado na seção 7.3.6 de (HOFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008).

2.1.3.2.2 Disponibilidade

A disponibilidade de um sistema de navegação é uma medida da porcentagem de tempo, durante o qual o sistema funciona dentro de sua área de cobertura sob

condições definidas. Por exemplo, o receptor é capaz de proporcionar os níveis necessários de acurácia, integridade, e/ou de continuidade com disponibilidade igual a 0,85. Disponibilidade, assim, é uma indicação da capacidade do sistema para fornecer um serviço útil dentro da área de cobertura especificada. Além disso, a disponibilidade de sinal corresponde à percentagem de tempo que os sinais transmitidos a partir de satélites estão disponíveis para uso. Disponibilidade de sinal é uma função tanto das características físicas do ambiente como das capacidades técnicas das instalações de geração e transmissão de sinais. A disponibilidade de um sistema está intimamente relacionada ao tempo médio entre falhas (MTBF) e o tempo médio para falhar (MTTF), ou seja, a Disponibilidade = $MTTF/MTBF$. A diferença entre o MTBF e o MTTF corresponde ao MTTR.

2.1.3.2.3 Confiabilidade

A confiabilidade de um sistema de navegação quantifica a probabilidade para desempenhar, em determinadas condições, uma função previamente especificada sem a ocorrência de falhas, por um determinado período de tempo, dado que estava funcionando no instante inicial. Quanto maior a confiabilidade, mais raramente a possibilidade de ocorrerem eventos relativos a integridade.

2.1.3.2.4 Capacidade

Capacidade é o número de usuários suportados simultaneamente por um sistema de navegação.

2.1.3.2.5 Continuidade

A continuidade é a capacidade de um sistema executar uma função sem interrupções não programadas durante a operação a que se destina. Mais especificamente, a continuidade quantifica a probabilidade do desempenho especificado do sistema ser mantido pelo período de duração de uma fase de

operação, presumindo-se que o sistema estava disponível no início desta fase de operação. A fase de pouso de uma aeronave é um bom exemplo disto.

Risco de continuidade, ao contrário, descreve a probabilidade do desempenho especificado do sistema **não ser mantido** ao longo da fase de operação. Interrupções de satélite **anunciadas com antecedência não contribuem** para o risco de continuidade.

2.1.3.2.6 Cobertura

A cobertura de um sistema de navegação corresponde à área da superfície ou volume do espaço em que o desempenho do sistema é suficientemente adequado, de modo a permitir que o usuário determine uma posição para um dado nível de acurácia. Em caso de radionavegação, a cobertura é influenciada pela geometria do sistema, níveis de potência do sinal, sensibilidade do receptor, condições atmosféricas de ruído, bloqueio, congestionamento (*jamming*) e de outros fatores que afetam a disponibilidade do sinal.

A cobertura GNSS nominal é global. Esse tipo de cobertura se refere à disponibilidade de sinal no espaço, desprezando todas as obstruções de topografia, edifícios, entre outros.

2.2 INTEGRIDADE

Como a integridade é também considerada como um dos parâmetros inerentes tanto ao sistema de vigilância como navegação e, por se tratar foco desse trabalho de pesquisa, essa característica será apresentada nessa seção com maior destaque.

A integridade é a medida da confiança que está diretamente relacionada à acurácia (exatidão) das informações fornecidas por um sistema de navegação. A integridade é definida como a capacidade de um determinado sistema de navegação prover alertas em tempo apropriado para os usuários em momentos quando o sistema não deve mais ser utilizado para navegação (DOD; DOHS; DOT, 2014). Em outras

palavras, pode-se encarar a integridade como uma medida de fidelidade dos dados apresentados, isto é, quanto mais íntegro se encontra o estado do sistema, mais fiéis serão os dados que esse sistema apresenta. Portanto, mais se poderá confiar nas informações por ele providas. A integridade de dados envolve vários subparâmetros, tais como o tempo de alarme, o limite de alarme, sendo que este último reflete o erro máximo aceitável do sistema.

Por outro lado, define-se **risco de integridade** como sendo a probabilidade de provisão de informações incorretas ao usuário sem que o mesmo seja devidamente alertado num determinado período de tempo. No que se refere à posição, significa que o erro de posição excede um dado limite de alarme (AL) sem que o usuário seja notificado no tempo especificado para o alarme/alerta (TTA). A especificação do AL está correlacionada com os níveis de acurácia e risco de integridade escolhidos.

Existem basicamente duas abordagens principais para cálculo da integridade. A primeira calcula o risco de integridade em determinado AL. A segunda estima a magnitude do erro com respeito ao risco de integridade dado. De acordo com Hofmann-Wellenhof, Lichtenegger e Wasle (2008), a comunidade de aviação desenvolveu, com base na segunda abordagem, um modelo matemático para descrever a integridade e o risco de integridade, utilizando os chamados níveis de proteção (PL).

O verdadeiro erro instantâneo, o qual é geralmente desconhecido, é denotado como erro de posição (PE). O limite de alarme (AL), tal como definido antes, especifica o PE máximo permitido antes que um alarme seja gerado. O nível de proteção (PL) é a estimativa do erro de posição do sistema de navegação em relação ao PE. A integridade é garantida desde que $PL > PE$. No caso de $PL > AL$, considera-se a integridade como 'perdida', sendo um alarme acionado, e, simultaneamente, 'perdidas' a continuidade e a disponibilidade do sistema de vigilância (Figura 7).

O PL vertical (VPL) e o PL horizontal (HPL) são geralmente considerados como níveis independentes. Dessa maneira, a figura de erro de posição converte-se de um elipsoide para um cilindro – um conceito que tem suas raízes na aviação civil. Esse conceito é simplificado e apresentado na Figura 8.

Figura 7 – Parâmetros erro e níveis de proteção na localização de uma aeronave

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 8 – Níveis de Proteção Horizontal (HPL) e Vertical (VPL)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

DeCleene (2000) enfatiza que a distribuição normal com uma variância conhecida e média zero permite o cálculo direto dos níveis de proteção e, por conseguinte, o risco de integridade. Essa aproximação só é válida quando não houver vieses (*biases*) do sistema e vieses (*biases*) induzidos pela atmosfera.

O diagrama Stanford (ou gráfico Stanford), apresentado na Figura 9, compara o erro de posição (PE) para o nível de proteção estimado (PL) e mostra a diferença entre seis condições relacionadas a PE, PL, e AL. Se os níveis de proteção são muito conservadores, frequentemente será excedido o AL, que provoca uma baixa continuidade e disponibilidade. Se o nível de proteção escolhido é demasiadamente otimista, ao contrário, faz com que a probabilidade de ocorrência de uma informação perigosamente enganosa (HMI) aumente.

Figura 9 – Diagrama Stanford

Fonte: adaptado de (TOSSAINT et al., 2007)

2.3 INTEGRIDADE E PARÂMETROS DE VIGILÂNCIA

Alguns parâmetros importantes foram definidos pela RTCA (2002, 2006a, 2009). Eles são utilizados em mensagens ADS-B, a fim de influenciar a acurácia e a integridade do posicionamento de aeronaves. O parâmetro relacionados com a acurácia é o NACp, que é enviada para aplicações de vigilância a fim de determinar se a posição reportada tem um nível aceitável de acurácia para a utilização a que se destinam. Ele especifica a incerteza da posição estimada (EPU), com uma confiança em torno de 95%. A EPU, também conhecido como Figura de Mérito Horizontal (HFOM), representa uma medida de acurácia, considerando que todos os satélites são utilizados para um funcionamento adequado. O parâmetro relacionado com a integridade, por sua vez, é a Categoria de Integridade de Navegação (NIC), de forma que o conteúdo é enviado de modo que as aplicações de vigilância sejam capazes de determinar se a posição reportada tem um nível aceitável de integridade para a utilização a que se destinam. Ele especifica a região de contenção da integridade que se caracteriza pelo raio horizontal de contenção da integridade (RC) ou limite de proteção Horizontal (HPL).

De acordo com estudos realizados por Brooker (2004) os seguintes valores de integridade são suficientes para fornecer o serviço de radares de vigilância através de ADS-B (“Serviços de *radar-like*”):

- 1) **SIL = 2:** o Nível de Integridade de Vigilância (SIL) igual a “2” corresponde a uma probabilidade equivalente a 10^{-5} por hora de voo do HPL (Nível de Proteção Horizontal) ser excedido sem detecção de comportamento anormal. O SIL é um valor estático e que depende dos sensores de posição utilizados (receptores GNSS de bordo).
- 2) **NACp $\geq$ 6:** a Categoria de Acurácia de Navegação para posição (NACp) – valor baseado no EPU (estimativa de incerteza de posição) – maior do que ou igual a 6 corresponde a EPU menor do que 0,3 NM (ou seja, a posição real obtida por GNSS está num raio menor ou igual a 0,3 NM, durante 95% do tempo). A EPU representa uma medida de exatidão, considerando que todos os satélites são utilizados adequadamente para a operação.

- 3) **NIC ≥ 6** : Categoria de Integridade de Navegação (NIC) – valor baseado no HPL – maior do que ou igual a 6 corresponde a um HPL menor do que 0,6 NM com uma probabilidade de 10^{-7} por hora de voo de exceder a posição real.

Com base na experiência norte-americana da utilização de ADS-B, tal como “Serviço *radar-like*” na região do Alasca (Projeto Capstone11), o ADS-B requer um valor de - Categoria de Incerteza de Navegação para a posição - NUCp ≥ 4 para ser utilizado no controle de tráfego aéreo aplicando separação mínima de 5 NM. O NUCp é baseado no HPL. Um NUCp ≥ 4 implica um HPL < 1 NM (MOODY; OLUFS; GLEASON, 2001).

Outro parâmetro essencial envolve a probabilidade de erros não detectados de integridade, o que é necessário para avaliar os riscos de manobras que devem ser mitigados ou evitados pela aeronave. Este parâmetro é o SIL, que especifica a probabilidade de exceder a região de contenção da integridade especificada pela NIC sem a devida detecção, incluindo os efeitos das condições do equipamento de navegação, quais equipamentos de bordo estão em uso e quais os sinais externos são utilizados pela fonte de navegação (RTCA, 2002). A relação entre o raio de contenção da integridade (R_c) e a incerteza da posição estimada (EPU) é mostrada na Figura 10.

Figura 10 – Parâmetros da aeronave relacionados a Acurácia e Integridade

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Entre todos os aspectos da Performance de Navegação Requerida (RNP), integridade, continuidade e disponibilidade, a integridade é o que mais se relaciona à segurança e, portanto, é um elemento crucial em sistemas críticos de segurança (*safety*), tais como aviação civil (OCHIENG et al., 2003). A relevância da integridade para a segurança do sistema está no fato de que, por meio dela, pode-se inferir se o sistema de posicionamento das aeronaves (no caso o GNSS) está ‘mentindo’ ou ‘dizendo a verdade’ ao sistema de vigilância, que é a interface dos controladores de tráfego aéreo (ATCo) com o ATC, conforme visto na Figura 2. A probabilidade de falha na recepção de dados dos satélites é grande devido tanto a falhas nos satélites em si como devido a fenômenos atmosféricos, tais como bolhas ionosféricas e altos valores de Conteúdo Eletrônico Total (TEC), além de fenômenos geomagnéticos.

A ‘Aumentação’ do GNSS é um método de melhorar – ‘aumentando’ – o desempenho de características do sistema de navegação, tais como integridade, continuidade, acurácia (exatidão) ou disponibilidade por meio da utilização de informações externas ao GNSS (correções) para o cálculo de posição da aeronave. Os principais métodos para se ‘aumentar’ o desempenho do GNSS incluem a utilização de satélites geoestacionários (SBAS) ou por estações de solo (GBAS). Embora o objetivo principal tanto do SBAS como do GBAS seja fornecer garantia de integridade, ambos também aumentam a acurácia (exatidão), reduzindo os erros de posição para valores abaixo de um metro.

Das várias abordagens para monitorar a integridade dos sistemas autônomos e aumentados de navegação por satélite, a técnica normatizada na DO-229 (RTCA, 2006b) é a de **Monitoramento Autônomo da Integridade no Receptor (RAIM)** que é baseado em redundância de sinais de navegação para monitorar a integridade através do processamento autônomo dos sinais de forma independente a partir de fontes de integridade externas (HOFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008).

A principal vantagem do RAIM é que, para executar uma verificação de integridade, ele não requer qualquer outra informação adicional, a não ser as medidas de pseudodistância (entre receptor GNSS e Satélite), tornando-se, assim, ‘autocontido’. Esta é uma característica importante quando se lida com sistemas aéreos automatizados, tais como pilotos automáticos e sistemas aéreos não tripulados

(UAS). Além disso, espera-se que o RAIM forneça níveis mais elevados de segurança para o sistema (HOFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008). A rigor, o RAIM utiliza somente sinais oriundos do GPS para cálculo. Caso seja considerado o GNSS completo (multiconstelação), a técnica a ser utilizada para estabelecimento da integridade é a do Advanced RAIM (ARAIM) (LEE, 2011; WU; WANG; JIANG, 2013).

2.3.1 Monitoramento Autônomo da Integridade no Receptor (RAIM)

O Monitoramento Autônomo da Integridade no Receptor (RAIM) é uma técnica usada em um receptor / processador GPS para determinar a integridade de seus sinais de navegação, seja pela simples utilização de sinais de GPS ou pela combinação de sinais de GPS com dados de altitude barométrica. Isto é conseguido, fazendo uma verificação de consistência entre as medidas de pseudodistâncias GNSS redundantes. A técnica RAIM é aplicada dentro do receptor do usuário para lhe permitir estabelecer, de forma independente ou autonomamente, a integridade do sistema (OCHIENG et al., 2003). Ela pode fornecer alerta de aviso quando a posição do usuário se desvia, de forma crítica, de sua posição real.

Quando uma medida desvia significativamente de outras medições, o RAIM fornece um alarme para o usuário. O sistema também tenta identificar e isolar falhas de pseudodistâncias para assegurar que o posicionamento resultante é correto (ZHANG; HUANG; LI, 2010). Pelo menos um satélite adicional disponível é necessário para a solução de navegação do RAIM (ICAO, 2010b).

Os algoritmos do RAIM utilizam medidas redundantes para verificar a consistência relativa entre as mesmas. Se um erro for detectado, o satélite com maior probabilidade de estar falho é determinado e excluída a medida dele. A principal premissa geralmente feita em algoritmos RAIM para a aviação civil é que apenas um satélite pode estar com defeito, ou seja, a probabilidade de falhas múltiplas dos satélites é insignificante. Outra questão-chave relacionada com os algoritmos RAIM é que um dos seus objetivos é encontrar erros de medição derivados de situações anormais. Tendo em conta que o usuário precisa para calcular quatro parâmetros

desconhecidos (posições tridimensionais e deriva do relógio) dos satélites, segue-se que:

- ✓ **4 satélites visíveis:** não são suficientes para assegurar a integridade,
- ✓ **5 satélites visíveis:** se for detectada uma anomalia, a medição a partir daquele satélite específico é descartada, e, por conseguinte, apenas 4 satélites são utilizados,
- ✓ **6 ou mais satélites:** o receptor é capaz de detectar e realizar a exclusão da medida correspondente ao satélite que falhou.

Figura 11 – Esquema de análise da técnica RAIM

Fonte: U.S. Department of Defense⁵

Quanto mais satélites à vista (no mínimo 5), mais combinações de subconjuntos de quatro satélites estarão disponíveis para permitir a detecção de satélites potencialmente defeituosos, e melhor será a 'observabilidade geométrica'. A Figura

⁵ <http://fas.org/spp/military/program/nav/uenovpr.htm>

11 ilustra esquematicamente como a análise da técnica RAIM é feita no software do receptor.

Receptores GNSS são obrigados a ter capacidade de indicar quando eles não devem ser utilizados para a navegação, ou por causa de alguma falha ou devido à cobertura inadequada do satélite.

Um (equipamento) indicador de integridade dedicado deve fornecer informações inequívocas ao piloto de maneira a alertá-lo de que não deve confiar mais na navegação GNSS. Tal indicador mostra na tela o sinal “RAIM” ou “INTEG” (abreviação de *INTEGRITY*) ou “GNSS INTEG” (abreviação de *GNSS INTEGRITY*) ou “LOI” (abreviação de *LOST OF INTEGRITY*) e é tipicamente de cor âmbar. No mínimo, deve-se colocar o indicador de integridade no campo de visão primária do piloto. A Figura 12 mostra um exemplo de tela de indicador de integridade disponível no mercado. (CASA, 2014b)

Figura 12 – Exemplo de equipamento indicador do RAIM

Fonte: (CASA, 2014b)

2.4 COMPORTAMENTO DO GNSS

Na seção anterior foram apresentados os conceitos de integridade de dados posicionais dando foco a sua principal técnica de inferência – RAIM - por meio da leitura dos satélites ‘enxergados’ por cada uma das aeronaves em um determinado espaço aéreo. O RAIM, assim como o sistema de vigilância ADS-B, dentro do novo conceito de ATM Global está intrinsicamente ligado ao sistema de posicionamento e navegação global, o GNSS. O RAIM depende das informações do GNSS para poder estabelecer o cálculo dos níveis de integridade dos dados posicionais.

O GNSS é o sistema adotado pela ICAO para estabelecer o posicionamento geoespacial das aeronaves inseridas em um ambiente de tráfego aéreo controlado. Como visto, o GNSS é composto pela união dos diversos sistemas de posicionamento global por satélites artificiais tais como o GPS (EUA), GLONASS (Rússia), GALILEO (União Europeia) e BEIDOU (China). Estes sistemas permitem que receptores a bordo de uma determinada aeronave possam determinar a sua localização em comparação com os sinais dos satélites e receptores em terra (por via do SBAS), adquirindo sua posição em um sistema de referência espacial conveniente. A acurácia da localização será dada conforme o tipo de técnica de posicionamento utilizada.

Um dos objetivos desta pesquisa é refinar o modelo proposto por Vismari (2007) adotando novos parâmetros referentes ao sistema de vigilância de modo a aproximá-lo do comportamento real observado no gerenciamento de tráfego aéreo. Assim, uma das opções selecionadas para tal objetivo foi melhorar o erro de posicionamento informado pelas aeronaves para os controladores de tráfego aéreo (ATCo). Para tal, foram realizadas alterações no modelo do sistema de navegação aéreo responsável por indicar a localização das mesmas, por meio de seus transmissores ADS-B. Como mencionado anteriormente, dentro do novo conceito de ATM Global (CNS/ATM), esses sistemas são interdependentes, o que faz com que uma alteração no sistema de navegação afete, consequentemente, o sistema de vigilância. A proposta dentro dessa tarefa é avaliar o comportamento do erro posicional do GNSS, de modo a caracterizá-lo de modo mais fiel no modelo computacional desenvolvido.

A obtenção da localização de uma aeronave está calcada no processamento das observáveis (pseudodistância e medida de fase de batimento de onda portadora) do sistema GNSS. Assim, uma solução possível para o modelo envolveria a simulação das órbitas dos satélites e processamento das observáveis simuladas para cada aeronave do modelo. Entretanto, tal solução se torna muito complexa dada a quantidade de diferentes grandezas envolvidas nesse processo (p.ex. erros provenientes do não sincronismo entre os relógios do receptor e do satélite, deriva do relógio do satélite, erros devidos à ionosfera e troposfera entre outros) e cujo comportamento é aleatório com distribuições de probabilidade não bem definidas.

Com isso, para a presente pesquisa adotou-se uma solução alternativa baseada no processamento dos dados disponíveis na Rede Brasileira de Monitoramento Contínuo (RBMC). A RBMC é composta de estações ao redor do território nacional que, por meio da página do Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística (IBGE)⁶, fornece informações que permitem calcular as coordenadas (latitude, longitude e altitude elipsoidal, esta última referente ao modelo geométrico que representa a forma da Terra) mais precisas do país, podendo fornecer aos usuários localizações com precisão de milímetros. Tais informações são comumente utilizadas tanto para apoiar o projeto, construção e monitoramento de grandes obras de engenharia, como estradas, pontes e barragens, quanto na demarcação de terras indígenas, quilombolas e áreas de proteção ambiental, entre outros, além de auxiliar no monitoramento de veículos.

A solução adotada permite, a partir do processamento dos dados coletados em diferentes estações de monitoramento, analisar as localizações das mesmas e, principalmente, o comportamento do erro em cada uma. Com isso foi possível inferir um modelo mais realístico do erro esperado no processo de obtenção da localização das aeronaves durante a simulação do modelo computacional. Os procedimentos executados na análise de dados são apresentados a seguir.

2.4.1 Obtenção e processamento dos dados da RBMC

Dentro de todas as estações disponíveis na RBMC foram selecionadas cinco, sendo uma para cada região do país de modo a caracterizar um erro médio para todo o território nacional. Uma vez que o Brasil possui extensa área afetada especialmente por fenômenos ionosféricos, a análise de apenas uma estação ou mesmo estações próximas e concentradas em uma determinada região poderia provocar uma imprecisão excessiva na avaliação do erro associado à localização dada pelo GNSS. Adotou-se esse posicionamento para que a simulação represente operações aeronáuticas por todo país.

⁶<http://www.ibge.gov.br/home/geociencias/geodesia/rbmc/rbmc.shtml>

Dentro de cada região, as estações foram selecionadas considerando, além de sua posição geográfica (extremos de cada região), a quantidade de registros disponíveis no banco de dados da RBMC. A quantidade de dados registrados nos computadores do IBGE está diretamente ligada à disponibilidade de cada estação, uma vez que a manutenção das mesmas em funcionamento não está a cargo do IBGE, mas de instituições distintas (públicas ou privadas) e até mesmo de particulares (pessoas físicas). Como exemplo, pode-se citar o caso da estação POLI, que está localizada ao lado do prédio Olavo Setúbal, das dependências da Escola Politécnica da USP e cujos equipamentos são mantidos pelo Laboratório de Topografia e Geodésia (LTG) do Departamento de Transportes (PTR) dessa escola.

Dessa maneira, averiguaram-se quais dessas estações tinham um conjunto de dados suficientes para efetuar a análise. Cada estação processa dados das observáveis a cada quinze segundos e, com base nisso, foram pós-processados dados de um ano (janeiro a dezembro de 2015) de medidas das estações. Assim, para cada estação, foi analisado um conjunto de dados com aproximadamente dois milhões de registros. A Figura 13 mostra todas as estações existentes atualmente na RMBC com destaque (em vermelho) para as cinco selecionadas e cujos dados principais são apresentadas na Tabela 2.

Os dados das leituras de cada uma das estações selecionadas encontram-se disponíveis no portal de geodesia do IBGE e podem ser transferidos por protocolo FTP. Para automatizar a transferência de dados foi desenvolvido um software em linguagem Java. De posse dos dados brutos (arquivos RIXEX⁷ das observáveis) adaptou-se a biblioteca RTKLIB⁸ nesse software para o processamento dos mesmos. O principal campo de interesse para esse estudo presente nos arquivos de saída (convertidos) do software integrado com a biblioteca RTKLIB é o do **erro radial (x,y)**, que representa o erro de posicionamento obtido pelo sistema de satélites em relação a real posição da estação em questão.

⁷ **Receiver Independent Exchange Format** - formato padrão de arquivos de leitura do GNSS que independe do tipo e modelo do receptor com o qual ele foi obtido e que são utilizados para processamento de observações GNSS.

⁸ <http://www.rtklib.com/> (acessado em 18/07/2016).

Figura 13 – Mapa de estações da RBMC disponíveis.

Fonte: (IBGE, 2016)

Como o interesse da tarefa é de estabelecer um comportamento médio do erro de posicionamento do GNSS, para cada dia calculou-se a média do erro dos registros. Desta forma, para cada estação obteve-se um conjunto de dados de

aproximadamente 365 valores. Esse conjunto pode ser diferente, uma vez que em determinados momentos havia indisponibilidade temporária de alguma estação.

Tabela 2 – Dados das Estações RBMC selecionadas

Região	Sigla	Estação Selecionada	Localização
Norte	BOAV	Boa Vista	Destacamento de Controle do Espaço Aéreo (DTCEA), Boa Vista-RR
Centro-Oeste	BRAZ	Brasília	Reserva Ecológica do Roncador (RECOR), Brasília-DF
Sul	POAL	Porto Alegre	Prédio do Departamento de Geodésia, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre-RS
Sudeste	POLI	Poli	Prédio da AEP (Associação dos Engenheiros Politécnicos), Escola Politécnica da USP, São Paulo-SP
Nordeste	RECF	Recife	Biblioteca Central da UFPE, Recife-PE

Fonte: (IBGE, 2016)

Todas as médias obtidas em cada estação foram unificadas em um único arquivo para análise de seu comportamento estatístico por meio de software de análise matemática. O software escolhido para tal tarefa foi o *Wolfram Mathematica 10*, uma vez que sua licença é disponibilizada para uso acadêmico pela Universidade de São Paulo (por meio da Superintendência de Tecnologia da Informação), por causa de sua facilidade de uso e capacidade de processamento. Além disso, essa ferramenta possui funções específicas de avaliação de ajuste de curvas para determinação do tipo de função de probabilidade mais adequada ao conjunto de dados levantados.

Os dados foram, então, submetidos a diversos testes de hipóteses para verificar se o mesmo se adequava a determinada distribuição de probabilidade e qual o valor-p⁹ do ajuste entre a curva esperada e a distribuição dos dados obtidos (histograma).

Os testes de hipóteses fornecem respostas quantitativas para questões como o quão bom é o ajuste entre dados medidos e uma determinada distribuição teórica, se essas distribuições têm a mesma média ou mediana, e se esses conjuntos de dados têm a mesma variabilidade. O *Wolfram Mathematica 10* fornece funções de alto nível que selecionam automaticamente os ensaios aplicáveis para os dados e distribuições dadas. As funções de alto nível executam normalmente mais de um teste e são capazes de produzir relatórios completos. Entre os testes de hipótese contemplados por essas funções de alto nível estão os testes de Kolmogorov-Smirnov, Anderson-Darling, Cramér-von Mises, Pearson χ^2 , entre outros.

A sequência de procedimentos utilizados para a análise estatística do comportamento do GNSS é apresentada a seguir.

2.4.2 Procedimentos para avaliação estatística

Os dados reunidos das médias diárias dos erros colhidos em cada uma das estações supracitadas (no período de um ano) foram introduzidos na ferramenta. A partir desses valores foram calculados a média e variância dos dados. Os testes de hipótese foram executados para as principais distribuições conhecidas: normal (gaussiana), Rayleigh, exponencial e gama. Para cada uma delas, onde se fez necessário, foram calculados os respectivos parâmetros de entrada de cada uma. A sequência de comandos das funções executadas para cada uma delas encontra-se no APÊNDICE B.

A Tabela 3 apresenta para cada uma das distribuições escolhidas, o resultado do teste de ajuste com os respectivos valores-p obtidos com nível de significância de

⁹ O valor-p (também conhecido de nível descritivo ou probabilidade de significância), é a probabilidade de se obter uma estatística de teste igual ou mais extrema que a observada em uma amostra, sob a hipótese nula. Por exemplo, em testes de hipótese, pode-se rejeitar a hipótese nula a 5% caso o valor-p seja menor que 5%. Assim, outra interpretação para o valor-p, é que este é o menor nível de significância com que se rejeitaria a hipótese nula. Em termos gerais, um valor-p pequeno significa que a probabilidade de obter um valor da estatística de teste como o observado é muito improvável, levando assim à rejeição da hipótese nula.

5%. A Figura 14 de (a) até (d) mostra os resultados obtidos comparando o histograma dos dados obtidos com as respectivas curvas ideais das distribuições aferidas.

Tabela 3 – Valores-p para os diversos testes de hipótese

Distribuição	Tipo de Teste	Valor-p
Normal	Anderson-Darling	0
	Baringhaus-Henze	$2,3026 \times 10^{-13}$
	Cramér-von Mises	$1,33227 \times 10^{-15}$
	Jarque-Bera ALM	0
	Mardia Combined	0
	Mardia Kurtosis	$9,71228 \times 10^{-37}$
	Mardia Skewness	$1,00975 \times 10^{-68}$
	Pearson χ^2	$2,26251 \times 10^{-61}$
	Shapiro-Wilk	$1,1553 \times 10^{-25}$
Rayleigh	Anderson-Darling	0
	Cramér-von Mises	1.26565×10^{-14}
	Pearson χ^2	$1,761091672253622 \times 10^{-348}$
Exponencial	Anderson-Darling	0
	Cramér-von Mises	$7,77156 \times 10^{-16}$
	Pearson χ^2	$6,263252142880240 \times 10^{-446}$
Gama	Anderson-Darling	0,0235214
	Cramér-von Mises	0,0932804
	Pearson χ^2	$2,93587 \times 10^{-8}$

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Com base nos testes de hipótese realizados, destaca-se o valor-p referente obtido a partir do teste de Cramér-von Mises¹⁰ para a distribuição gama. Assim pode-se concluir que, com base nos dados colhidos a partir das observações do GNSS, o comportamento do erro radial se ajusta melhor a uma distribuição gama com os seguintes parâmetros:

¹⁰ Cramér-von Mises, é uma medida da diferença dos quadrados das médias entre a FDP empírica e hipotética (LAIO, 2004).

Figura 14 – Distribuições de probabilidade comparado ao histograma do comportamento analisado

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

$$\begin{cases} \alpha = \frac{\mu^2}{\sigma^2} = 7,84555 \\ \beta = \frac{\sigma^2}{\mu} = 0,247205 \end{cases} \quad (1)$$

Com isso, para a simulação do modelo computacional em cenários mais próximos do comportamento regular observado no GNSS, deve-se selecionar essa opção com esses parâmetros no painel de controle do modelo.

2.4.3 Fatores contribuintes do erro

O cálculo de posicionamento e, conseqüentemente, seus erros radial, longitudinal e latitudinal é influenciado por diversos fatores atmosféricos, tais como bolhas ionosféricas, cintilação entre outros. Entretanto um dos fatores que também melhora o desempenho da leitura do posicionamento das aeronaves é o número de satélites observados para inferência da localização. Uma quantidade maior de satélites em visada das antenas de captação, torna mais exata e precisa a obtenção do posicionamento bem como ajuda a detectar problemas de integridade do sinal por conta de eventuais falhas em satélites.

Conforme exposto anteriormente, dada à complexidade de obtenção de dados do GNSS via simulação, seu comportamento fora avaliado por meio de análise estatística dos mesmos em função das informações disponibilizadas pela RBMC. A partir dos valores das médias diárias dos erros para as cinco estações, previamente citadas, avaliou-se os gráficos de dispersão dos erros obtidos em função do número de satélites observados em média para o referido dia de registro.

Excluindo-se eventuais comportamentos anômalos (também conhecidos como *outliers*) observa-se nas figuras uma maior dispersão do erro com um número menor de satélites observados, ou seja, com mais satélites em visada, o erro foi não só menor, mas também mais constante (com os pontos mais concentrados ao redor dos respectivos eixos, conforme evidenciado pelas linhas de tendência). Esse comportamento vale para todas as componentes do erro (radial, longitudinal e latitudinal) conforme as figuras.

Desde a Figura 15 até Figura 19 são apresentadas a dispersão dos erros para cada uma das estações selecionadas da RBMC e a Figura 20 mostra o comportamento do erro geral (considerando todos os dados reunidos).

Figura 15 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Boa Vista

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 16 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Brasília

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 17 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Porto Alegre

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 18 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Poli (São Paulo - SP)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 19 – Médias diárias do erro radial (x,y) da estação Recife

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 20 – Médias diárias do erro radial (x,y) das 5 estações selecionadas

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

A avaliação desse comportamento irá balizar os diferentes cenários a serem testados e descritos no capítulo seguinte, uma vez que esse comportamento interfere nos parâmetros de erro do modelo computacional. Alterando-se a esperança do erro, altera-se o formato da curva de distribuição de probabilidade

associada. Isso representaria, portanto, uma degradação do sistema, com uma quantidade menor de satélites em visada.

A Tabela 4 mostra além dos valores originais dos parâmetros α e β , os valores obtidos para a variação da esperança dos mesmos de 10 a 50% (com passos de 10%) e a Figura 21 apresenta o impacto nas curvas em função dessa alteração. Para essa primeira avaliação foi mantida a variância (σ^2) dos mesmos.

Tabela 4 – Parâmetros α e β para variação da média (μ) – degradação do erro

n	Variação da média (μ)	Parâmetro α_n	Parâmetro β_n
0	Original	7,84555	0,247205
1	10%	9,49311	0,224732
2	20%	11,2976	0,206004
3	30%	13,259	0,190158
4	40%	15,3773	0,176575
5	50%	17,6525	0,164803

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 21 – Distribuições gama de acordo com os parâmetros α e β da Tabela 4

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

O mesmo levantamento foi feito alterando-se a variância de 10 a 50% (com passos de 10% também) a fim de verificar os efeitos da mesma no comportamento da distribuição de erro. Os valores dos parâmetros α e β obtidos estão na Tabela 5 e o efeito desses nas curvas da distribuição de probabilidade avaliada, na Figura 22.

Tabela 5 – Parâmetros α e β para variação da variância (σ^2) – degradação do erro

n	Varição da variância (σ^2)	Parâmetro α_n	Parâmetro β_n
0	Original	7,84555	0,247205
6	10%	7,13232	0,271925
7	20%	6,53796	0,296646
8	30%	6,03504	0,321366
9	40%	5,60396	0,346087
10	50%	5,23037	0,370807

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 22 – Distribuições gama de acordo com os parâmetros α e β da Tabela 5

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Como foi possível notar, o comportamento do erro devido à alteração da esperança foi deslocado em maior proporção do que o comportamento devido à alteração na variância. Desse modo, os cenários propostos para a avaliação de segurança proposto nesse trabalho contemplarão somente aqueles cujos parâmetros alterados estão na Tabela 4 (variação da esperança) uma vez que a degradação do valor da variância não se mostrou significativo para propósito dos testes desse trabalho de pesquisa.

Dessa forma, para representar uma degradação mais extrema dos sinais dos satélites do GNSS, procedeu-se o cálculo de parâmetros α e β considerando-se uma variação maior tanto na média quanto no desvio padrão dos dados analisados. Esses valores (relativo a cenários denominados ED¹¹) foram relacionados na Tabela 6 e serão utilizados na configuração dos cenários propostos para simulação.

Tabela 6 – Parâmetros α e β para variações extremas de μ e σ

EDn	Variação de μ	Variação de σ	Parâmetro α_n	Parâmetro β_n
0	Original	Original	7,84555	0,247205
1	2 vezes	2 vezes	7,84555	0,494410
2	3 vezes	2 vezes	17,6525	0,329607
3	4 vezes	2 vezes	31,3822	0,247205
4	5 vezes	2 vezes	49,0347	0,197764
5	6 vezes	2 vezes	70,6099	0,164803
6	2 vezes	3 vezes	3,48691	1,112420
7	2 vezes	4 vezes	1,96139	1,977640
8	2 vezes	5 vezes	1,25529	3,09006
9	2 vezes	6 vezes	0,871728	4,44969
10	2 vezes	7 vezes	0,640453	6,05652

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

¹¹ Acrônimo para **E**xtr^emamente **D**egradados, conforme será detalhado no capítulo 5.

O efeito gerado nas distribuições gama, por conta das variações extremas na média, pode ser visto na Figura 23a enquanto que as curvas relativas às variações no desvio padrão (representando uma maior dispersão dos dados), pode ser visualizado na Figura 23b

Figura 23 – Distribuições gama para variações extremas de μ e σ

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

O capítulo 5 descreverá mais detalhadamente os parâmetros adotados em cada cenário.

3 METODOLOGIAS DE AVALIAÇÃO DE SEGURANÇA (SAFETY)

Sendo o sistema de Controle de Tráfego Aéreo (ATC) crítico em segurança (*safety-critical system*), a implantação de um novo ambiente operacional para o mesmo requer a realização de rigorosa avaliação de segurança, sem a qual a segurança do sistema de tráfego aéreo estaria comprometida. Além disso, em modificações significativas ou mesmo a implantação de novos equipamentos ou sistemas com potencial para afetar a segurança (*safety*) do ATC, a Organização de Aviação Civil Internacional (ICAO) obriga execução de avaliações de segurança dos mesmos. A implantação deve ser conduzida, somente quando a avaliação mostrou que um nível aceitável de segurança foi, pelo menos, devidamente mantido (ICAO, 2006a).

Uma colisão entre aeronaves é o fator mais importante que afeta a segurança aeronáutica percebida por causar grande impacto social (PROFIT, 1996). Assim, garantir os níveis de segurança (*safety*) para serviços de tráfego aéreo está relacionado com a minimização dos riscos relativos à interação das aeronaves, especialmente sobre fatores que poderiam afetar os seus procedimentos de separação. Os parâmetros do sistema que afetam diretamente o risco de colisão compilado pela ICAO (1998) são os seguintes: tempo de exposição a perdas de separação de aeronaves; desempenho do sistema de navegação da frota de aeronaves; desempenho dos sistemas de vigilância e de navegação para os controladores de tráfego aéreo (ATCo) e para a frota de aeronaves.

A ICAO descreve procedimentos e parâmetros a serem considerados no processo de planejamento do espaço aéreo, principalmente para reduzir os valores de separação. Ele é composto de seis etapas que estão listadas pela ICAO (1998).

- 1) Identificar as necessidades de mudança no sistema atual;
- 2) Descrever o sistema atual;
- 3) Determinar o sistema proposto atendendo as necessidades exigidas;
- 4) Identificar o Método de Avaliação de Risco / Segurança a ser aplicado ao sistema proposto;
- 5) Avaliar o risco para o sistema proposto (aplicando o Método de Avaliação de Risco / Segurança escolhido);
- 6) Verificar se o sistema proposto satisfaz os critérios de segurança

Qualquer sistema proposto só será liberado para operação comercial se os seus níveis de segurança são avaliados (em fase 6 – ‘Verificar se o sistema proposto satisfaz os critérios de segurança’) e respeitar os critérios de segurança aceitáveis.

Desta forma, as principais das abordagens existentes para avaliação do nível de segurança (*safety*) em sistemas de gerenciamento de tráfego aéreo (ATM), com vigilância baseada em ADS-B, são apresentadas a seguir. Em seguida apresenta-se uma comparação entre as diferentes abordagens indicando a mais adequada para execução do presente trabalho de pesquisa.

3.1.1 Método Absoluto

O Método Absoluto pode ser definido como um método de avaliação que compara o risco encontrado com um determinado valor de limiar. Esta abordagem elaborada pela ICAO é também conhecida como abordagem de nível de segurança alvo. Aplica-se o modelo Reich (1964) como o método de modelagem e análise, com base nas seguintes tarefas:

- ✓ Definir o sistema proposto identificando seus elementos funcionais e seus parâmetros;
- ✓ Definir critérios de avaliação estabelecendo os valores de métricas ou níveis de integridade de segurança (SIL)¹²;
- ✓ Estimar a frequência de cada perigo com base em eventos históricos, especialistas em julgamentos ou, indiretamente, de parâmetros do sistema;
- ✓ Modelar as consequências de cada perigo e identificar o seu grau de severidade;
- ✓ Estimar o risco através da aplicação da fórmula (2),

$$Risco (Perigo_i) = Frequência_i \times Consequência_i \quad (2)$$

¹² SIL é uma unidade de medida para a função de segurança de um sistema de segurança crítica (*safety*). A orientação para determinar o SIL é fornecida na norma IEC 61508 (CENELEC, 2010); identificando os potenciais perigos que podem levar a incidentes.

Em que $i = 1, 2, \dots, n$ se referem aos 'n' perigos correlacionados à ocorrência de determinado acidente.

Se o risco encontrado é menor do que o SIL definido, o sistema proposto é considerado aceitável. Esta abordagem é baseada em um modelo que não contempla a intervenção de controladores e da tripulação de voo quando as aeronaves estão em rota de colisão. (ALI et al., 2015)

3.1.2 Método Relativo

O Método Relativo utiliza como procedimento a comparação com um sistema de referência pré-estabelecido. Esta abordagem também estabelecida pela ICAO avalia a segurança (*safety*), comparando os parâmetros de desempenho do novo sistema com os de um sistema de referência. O sistema de referência deve ser obrigatoriamente cumprir os seguintes requisitos:

- ✓ Estar atualmente em uso;
- ✓ Ser aceito por proporcionar segurança adequada;
- ✓ Ser semelhante ao sistema proposto.

O Método Relativo é realizado em três etapas:

- 1) Descrição das diferenças e semelhanças entre os dois sistemas;
- 2) Verificação de cada parâmetro analisado com relação às diferenças que podem afetar os riscos. Esta análise é feita usando uma técnica matemática ou julgamento operacional;
- 3) Comparação do nível de segurança para cada parâmetro.

Esta abordagem tem a vantagem de não requerer a modelagem completa de todos os fatores que impactam na segurança (*safety*) (ANDREWS; THOMPSON, 2007).

3.1.3 Método Absoluto-Relativo de Avaliação do Risco (Combinado)

Este método de avaliação da segurança combina os dois métodos, anteriormente descritos, propostos pela ICAO. Ele tenta minimizar as suas desvantagens e

maximizar os pontos fortes dos métodos da ICAO na avaliação da segurança do sistema ATC. O método compara a métrica de segurança prevista do sistema proposto com um sistema de referência. A estimativa da métrica de segurança é derivada por meio da modelagem e análise de risco dos sistemas que usam os mesmos parâmetros funcionais. O método envolve os seguintes passos (VISMARI; CAMARGO JUNIOR, 2005):

- 1) Definir elementos funcionais e parâmetros relevantes para ambos os sistemas de modelagem de sistemas e análise de risco;
- 2) Definir métricas de segurança aplicáveis a ambos os modelos de sistema;
- 3) Aplicar o processo de Avaliação de Risco proposto pelo Método Absoluto da ICAO, que incluem a identificação de perigos (*hazards*), estimando as suas frequências, modelando suas consequências e estimativa de risco para ambos os sistemas;
- 4) Comparar o valor do risco estimado do sistema proposto para o sistema de referência. O sistema proposto é considerado seguro se o seu valor de risco estimado é menor ou igual ao sistema de referência.

A Figura 24 apresenta as principais etapas do método absoluto-relativo de avaliação de risco.

O método utiliza as Redes de Petri Fluídas e Estocásticas (FSPN) como sua modelagem e análise técnica. Esta técnica de modelagem é utilizada devido à sua capacidade de lidar com variáveis discretas, contínuas e não determinísticas presentes em sistemas de controle de tráfego aéreo.

A estimativa do valor de risco para o sistema proposto é realizada utilizando o método heurístico, como a simulação (Galati et al., 2003), enquanto que para o sistema de referência, o qual é um sistema legado (por exemplo, radar), dados históricos são usados como entrada do modelo de avaliação de risco.

Este método foi aplicado em (VISMARI; CAMARGO JUNIOR, 2011) para avaliar a segurança de um Sistema de Controle de Tráfego Aéreo que usa o ADS-B para a separação de aeronaves.

Figura 24 – Método Absoluto-Relativo de Avaliação do Risco

Fonte: (VISMARI, 2007)

3.1.4 Conjunto de Práticas (Framework) para Avaliação de Segurança

A fim de abordar as limitações identificadas nos métodos de avaliação da segurança dos sistemas ADS-B existentes, Ali et al. (2015) propõem um novo conjunto de práticas (*framework*) de avaliação de segurança. O conjunto proposto combina Avaliação de Segurança Baseada em Falhas (FBSA) e Avaliação de Segurança Baseada em Desempenho (PBSA). A FBSA é baseada em uma abordagem por identificação dos modos de falha e Análise de Árvores de Falhas (FTA). Já a PBSA mede o parâmetro de desempenho do sistema (acurácia, integridade, disponibilidade, continuidade, latência) e, em seguida, valida esses valores comparando-os com valores medidos a partir de um sistema de referência escolhido para o sistema ADS-B. Os resultados da PBSA são alimentados na FBSA. Assim, a

saída produzida na avaliação geral de segurança é usada para desenvolver um caso de segurança (*safety case*) para o sistema ADS-B.

O conjunto de práticas (*framework*) proposto em (ALI et al., 2015) além de avaliar a concepção, implantação e desempenho operacional do sistema, fornece um argumento válido de segurança usando o método de validação de segurança e evidências de segurança por meio da quantificação do desempenho do sistema.

3.1.5 Análise dos métodos de avaliação de risco / segurança (*safety*)

Com base na análise dos métodos de avaliação da segurança nas seções anteriores, algumas críticas relativas às características inerentes a cada um desses métodos foram levantadas e são descritas a seguir.

- **Método Absoluto (Quantitativo):** Considerando suas características, verifica-se que o método absoluto não é capaz de fornecer uma saída exata uma vez que seus dados de perigo (*hazards*) são obtidos a partir dos dados históricos. Um exemplo de tal sistema legado é o Radar que tem sido utilizado pelo ATC durante décadas. Por isso, ele tem todos os dados necessários para utilizar este método. Contudo, o ADS-B é um sistema relativamente novo e, portanto, não tem dados históricos suficientes para utilizar este método. Além disso, o valor do Nível de Integridade de Segurança (SIL) pré-estabelecido é baseado no sistema de radar, que tem um conjunto diferente de parâmetros do ADS-B. Outro aspecto reside no fato de, em sendo o método baseado em um modelo matemático, o mesmo seria incapaz de levar em conta fatores humanos dentro do sistema de controle de tráfego aéreo (REICH, 1964).

- **Método Relativo (Qualitativo):** A principal crítica a esse método reside no fato de o mesmo não poder ser aplicado quando os novos parâmetros do sistema são

significativamente diferentes daqueles inerentes ao sistema de referência ou mesmo não se ter um sistema de referência.

- **Método Absoluto-Relativo (VISMARI, 2007):** As principais críticas a esse método combinado seria que o mesmo acaba importando os defeitos dos métodos anteriores nos quais esse está baseado (ALI et al., 2015). Assim, o mesmo não poderia ser aplicado quando os novos parâmetros do sistema são significativamente diferentes do sistema de referência ou não se tem um sistema de referência. Juntamente com isso, soma-se o fato de que seu valor de risco do sistema verificado seria não exato (não acurado), devido ao uso de simulação para se obter tal valor.

- **Conjunto de práticas (framework) de avaliação de segurança:** O conjunto de práticas (*framework*) integra métodos de avaliação da segurança de desempenho com base em falhas. O conjunto de práticas avalia o desempenho e valida a segurança do sistema ADS-B como uma fonte de vigilância para os controladores e tripulação de voo. Ele também identifica os modos de falha do sistema e riscos relacionados com a implantação do sistema, e propõe medidas de mitigação para reduzir os riscos identificados. Todavia, apesar de promissor, esse método de avaliação de segurança pode ser considerado relativamente novo e ainda não foi completamente experimentado e consolidado, possuindo ainda partes previstas a serem devidamente desenvolvidas (ALI et al., 2015).

Na pesquisa de Vismari e Camargo Junior (2011), a segurança do sistema ATC foi avaliada, utilizando o método absoluto-relativo, por modelagem da arquitetura de ATC considerando dois cenários diferentes. Em ambos os cenários (referência e os propostos), os modelos de espaço aéreo, aeronaves, pilotos, comunicação e controladores de tráfego aéreo (ATCo) eram os mesmos. A diferença entre ambos estava na vigilância e nos elementos de navegação (sistemas relacionados ao ADS-B).

No estudo prévio de Vismari e Camargo Junior (2009) foi abordada a relação entre o paradigma de vigilância atual (com base no Radar) e seu 'paradigma futuro' (com base na ADS-B) e do nível de exposição de aeronave a eventos de perda de separação. Dentro da metodologia proposta por Vismari e Camargo Junior (2011), como pode ser visto, pelo menos dois cenários devem ser considerados: um cenário referência e um cenário proposto.

Nesta pesquisa, o cenário de referência a ser adotado corresponde ao mesmo cenário proposto em (VISMARI, 2007). Em seguida, pela inserção de novos recursos, pretende-se refinar a modelagem adicionando e/ou modificando os elementos utilizados em (VISMARI; CAMARGO JUNIOR, 2011). Nesse estudo, o Monitoramento Autônomo da Integridade no Receptor (RAIM) se apresenta como um elemento a fim de reduzir as falhas de posicionamento do sistema de navegação por satélite e, conseqüentemente, melhorar a integridade dos dados fornecidos para o ADS-B por meio do Sistema de Navegação Global por Satélite (GNSS). Como consequência do aumento da integridade dos dados, há uma melhoria na consciência situacional do piloto e em segurança (FAA, 2010).

No presente trabalho ambos cenários a serem comparados possuem características próximas, isto é, ambos estão baseados nas mesmas tecnologias de comunicação, navegação e vigilância. A diferença entre ambos reside no fato de que o sistema de referência a ser utilizado, correspondente ao sistema do cenário proposto de (VISMARI, 2007) que não lidava diretamente com parâmetros de integridade de dados, que passa a ser o cenário de referência dessa pesquisa. A evolução desse cenário de referência com os parâmetros de integridade é considerada como o novo cenário proposto. Desse modo, o método que se mostra mais adequado para avaliação de segurança proposta nesse estudo será o Método Absoluto-Relativo uma vez que o mesmo combina os métodos propostos pela ICAO, minimizando suas fraquezas e maximizando seus pontos fortes. Por se tratar de um método não completamente avaliado e, como mencionado pelos próprios autores, não estar totalmente desenvolvido, o conjunto de práticas (*framework*) proposto por Ali et al. (2015) não será utilizado neste momento. Uma vez que as questões apontadas sejam devidamente contornadas, tal metodologia torna-se muito promissora para o

propósito de avaliar a segurança de sistemas de vigilância dependente automática. Isso poderá ser objeto de futuros trabalhos.

Como parte da avaliação de risco do método absoluto-relativo, faz-se necessária uma nova modelagem do sistema de gerenciamento de tráfego aéreo (ATM) para simulação computacional, considerando as informações de integridade do sistema de vigilância. Os modelos desenvolvidos para cada elemento do sistema de ATM, apresentados no capítulo seguinte foram adaptados visando também a simulação em ferramenta baseada em linguagem G, isto é, em LabVIEW.

4 MODELO COMPUTACIONAL DO SISTEMA CNS/ATM CONSIDERANDO INTEGRIDADE

Por meio da análise feita no capítulo anterior fez-se a escolha do Método Absoluto-Relativo desenvolvido por Vismari e Camargo Junior (2011) para ser utilizado na avaliação de risco/segurança do sistema de gerenciamento de tráfego aéreo do novo paradigma CNS/ATM. Como visto, o método proposto pressupõe a existência de dois cenários distintos, um de referência e um proposto, que serão comparados tanto quantitativa como qualitativamente.

Em ambos cenários (referência e proposto) o gerenciamento de tráfego aéreo pressupõe a utilização de tecnologias inerentes ao CNS/ATM. Mais especificamente, será utilizada como tecnologia de vigilância o Sistema de Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão (ADS-B). Por consequência, o sistema de navegação adotado em ambos cenários será o Sistema de Navegação Global por Satélite (GNSS).

Para o presente trabalho de pesquisa deseja-se avaliar os impactos, na segurança crítica (*safety*), dos sistemas de gerenciamento de tráfego aéreo, provenientes de parâmetros de integridade de dados de posição (ou localização) das aeronaves e que são fornecidos pelo sistema de navegação (GNSS) para o de vigilância (ADS-B).

Como forma de manter a uniformidade entre os dois cenários analisados, a modelagem adotada para os demais elementos do sistema de controle de tráfego aéreo, tais como aeronave, comunicação e o controlador de tráfego aéreo (ATCo) será equivalente à descrita em pesquisa anterior elaborada por Vismari (2007). Assim tanto características funcionais de cada subsistema bem como os procedimentos operacionais adotados seguem as mesmas premissas que serão detalhadas a seguir.

O modelo ATC foi previamente desenvolvido por Vismari (2007) para simulação computacional em ferramenta de análise baseada em Redes de Petri (SPNP), a qual é programada em linguagem ANSI-C. No presente trabalho de pesquisa propõem-se a extensão desse modelo ATC adotando-se novas características, mais

especificamente parâmetros de integridade de dados posicionais, além de adaptá-lo para simulação em ferramenta baseada em linguagem G, isto é, em LabVIEW.

4.1 PREMISSAS ADOTADAS PARA MODELAGEM DOS DIFERENTES CENÁRIOS

As premissas utilizadas para o presente trabalho equivalentes às descritas em (VISMARI, 2007) são:

- I. Máxima utilização da capacidade do espaço aéreo com aplicação de separação mínima entre aeronaves. Dessa maneira, a segurança e operacionalidade do sistema estarão dependentes das tecnologias e da automação.
- II. O tipo de sistema (automação) que dá suporte ao ATC é transparente ao ATCo. A posição de vigilância das aeronaves na tela é a informação que os controladores utilizam para basear suas decisões, independente da tecnologia adotada.
- III. O piloto acatará, sob qualquer hipótese, as ordens do ATC. Por isso, não será considerado neste estudo de caso elementos de auxílio anticolisão embarcados (por exemplo o TCAS – *Traffic Collision Avoidance System*).

Além dos mesmos subsistemas modelados, para ambos serão considerados os mesmos parâmetros e métricas. Os módulos funcionais utilizados são:

- a) Espaço Aéreo;
- b) Aeronave;
- c) Sistema de Navegação (funcionalidade navegação, incluindo as características do Piloto);
- d) Sistema de Comunicação;
- e) Sistema de Vigilância;
- f) ATCo.

A metodologia descrita na seção 3 é aplicada na avaliação de modelos computacionais que representam cada um dos elementos descritos no sistema. A Figura 25 mostra a relação entre cada um dos blocos do modelo e os respectivos

elementos da arquitetura de controle de tráfego aéreo. Com base nestes modelos pode-se simular computacionalmente vários cenários em que há o risco de colisão.

Assim, para ambos os modelos (proposto e referência), os elementos Espaço Aéreo, Aeronave, Sistema de Comunicação e ATCo são iguais. Desta forma, como se pretende aplicar o método de avaliação escolhido para verificar o impacto de parâmetros de integridade de dados posicionais no ADS-B sobre a segurança do sistema de tráfego aéreo controlado, as alterações existentes entre os ambientes (Sistema de Referência e Proposto) ocorrerão sobre os sistemas de Vigilância e de Navegação.

No ambiente de tráfego aéreo controlado, as aeronaves navegam aderindo às rotas ATS – Air Traffic Services estabelecidas em seus planos de voo, as quais estão balizadas por auxílios à navegação.

Figura 25 – Diagrama de Blocos do modelo para simulação computacional da arquitetura ATC.

Fonte: Adaptado de (HARALDSDOTTIR et al., 1997)

Para serviços de vigilância, os pilotos são responsáveis por manter a aderência ao centro da rota (ICAO, 1998) enquanto que os Controladores de Tráfego Aéreo (ATCos) são responsáveis por monitorar a efetividade desta aderência. Em caso de perda de aderência significativa à rota ou em situações onde foi detectado um possível conflito, o ATCo intervém sobre os voos, reorganizando o fluxo e garantindo seus níveis de segurança e eficiência. Caso o ATCo possua informações que considere de melhor qualidade se comparado às disponíveis ao Piloto, o ATCo pode aplicar o chamado serviço de vetoração¹³, no qual o ATCo assume temporariamente a responsabilidade pela navegação da aeronave. Quando uma aeronave, por qualquer razão, for vetorada para fora de uma rota preestabelecida, o piloto deverá ser informado, qual será a vetoração a ser cumprida, o motivo e o limite da vetoração (DECEA, 2007).

Entre as características do modelo do sistema de navegação estão suas funcionalidades de monitoramento e controle da aeronave, obtenção de dados de posição e o gerenciamento do plano de voo. O sistema de navegação da aeronave (Piloto, Sistema de Gerenciamento de Voo – FMS e Piloto Automático) deve previamente conhecer o rumo da rota a que deve aderir e o próximo ponto de notificação (*waypoint*) a cumprir. Em ambos modelos, este sistema deve ser capaz de obter sua posição atual, sua proa e a direção para o próximo ponto de notificação por meio do GNSS, e manter a aderência à rota até o ponto de notificação estabelecido. Os dados de vigilância são fornecidos ao ATCo através do sistema ADS-B.

Um dos modos para resolução de conflitos entre aeronaves é a detecção desses pelo controlador de tráfego aéreo (ATCo), que procede a vetoração para garantir a separação segura entre as aeronaves. Dessa maneira, o ATCo atua sobre a navegação, informando ao piloto qual estado da Aeronave (Proa, Velocidade, Altitude) o mesmo deve manter. O estado da aeronave observado pelo Piloto deve ser obtido exclusivamente através do sistema de navegação, nesse caso particular, o GNSS.

¹³ Provisão de orientação para navegação às aeronaves, em forma de proas específicas, baseada no uso de um sistema de vigilância ATS (*Air Traffic Service*) (DECEA, 2007).

Uma vez que o tema dessa pesquisa reside na área de segurança crítica (*safety*) e em decorrência dos objetivos do presente trabalho de pesquisa, uma das premissas adotadas em relação ao estudo de caso proposto é de que a integridade dos dados posicionais seja afetada somente por falhas nos sistemas de monitoramento da posição da aeronave, isto é, falha de leitura dos satélites (do ponto de vista do receptor), seja por indisponibilidade temporária, perda de sincronismo do relógio, ou outro modo de falha associado ao mesmo. Contudo vale ressaltar a existência de amplo campo de pesquisa com relação à integridade de dados, especialmente para sistemas ADS-B, na área de segurança da informação (*security*), em que se verifica o impacto de tentativas deliberadas de provocar falhas no sistema, como, por exemplo, a inserção de aeronaves “fantasmas” em determinado setor do espaço aéreo (COSTIN; FRANCILLON, 2012). Também não foram consideradas eventuais falhas inseguras (na área de *security*) nos equipamentos ADS-B a bordo e em solo. Vale ressaltar que numa eventual indisponibilidade seja devido ao sistema GNSS seja por falha nos equipamentos ADS-B, é necessária existir a redundância por vigilância radar.

Os cenários modelados serão simulados com o objetivo de estimar métricas de segurança. Da mesma forma que o realizado em (VISMARI, 2007), cada ambiente considerará 2 processos: o **PROCESSO REAL** (estado real das aeronaves) e o **PROCESSO MONITORADO** (o estado observado por meio do sistema de vigilância). As imprecisões dos valores e falhas do sistema de vigilância são introduzidas sobre as variáveis de estado reais. Os eventos inseguros serão avaliados sobre o processo real, verificando-se em quais situações estes eventos podem ocorrer devido a falhas que interfiram na integridade do sistema de vigilância.

4.2 MODELAGEM DOS ELEMENTOS DOS CENÁRIOS DE REFERÊNCIA E PROPOSTO

Conforme mencionado anteriormente, são cinco os elementos que compõe o sistema de controle de tráfego aéreo (ATC) que devem ser modelados para simulação computacional: Aeronave, Espaço Aéreo, Sistema de Navegação

(incluindo as características do Piloto), Sistema de Vigilância, ATCo e Sistema de Comunicação.

O modelo computacional desenvolvido foi codificado por meio de linguagem LabVIEW (*Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench*). A linguagem de programação utilizada no LabVIEW, também conhecida como linguagem G¹⁴, é uma linguagem de programação de fluxo de dados. A sua execução é determinada pela estrutura de um diagrama de blocos gráfica (código-fonte LabVIEW) em que o programador conecta diferentes de funções e nós por meio de fios desenhados.

O LabVIEW apresenta duas grandes diferenças com relação à maior parte das linguagens de programação de uso geral. Em primeiro lugar, a programação em G é feita pela conexão entre ícones gráficos através de fios em um diagrama, que é então compilado diretamente em código de máquina para ser executado pelos processadores do computador. Apesar de baseada em representação gráfica, a linguagem G tem os mesmos conceitos de programação encontrados na maior parte das linguagens tradicionais. Por exemplo, a linguagem G possui todos os conceitos de uma linguagem textual padrão, como tipos de dados, loops, tratamento de eventos, variáveis, recursão e programação orientada a objeto.

De acordo com Clark e Lyons (2010), as pessoas aprendem melhor a partir de gráficos e palavras do que somente por palavras. Portanto, em geral, aprendem vendo e processando imagens, sem precisarem de um esforço consciente para isso. Muitas vezes, um elemento visual pode apresentar a informação de uma forma mais concisa do que pode um texto. Assim, tem-se uma maior facilidade em organizar informações usando o processamento visual. Essa característica costuma ser reforçada nas escolas em geral, nas quais os estudantes são incentivados a modelar soluções para os problemas na forma de diagramas de processo. Entretanto, a maior parte das linguagens de programação requer que se gaste um tempo significativo aprendendo uma sintaxe textual específica, para então mapear a estrutura da linguagem ao problema a ser resolvido. A programação gráfica em G oferece um entendimento, desse ponto de vista, mais rápido e intuitivo (HOGG, 2014).

¹⁴ Não confundir a linguagem G (derivada da palavra '**gráfica**') com o código G que é a linguagem de programação para comandar máquinas de Controle Numérico Computadorizado (CNC).

O código normalmente é entendido mais rapidamente quando escrito em linguagem gráfica, uma vez que se está acostumado a visualizar e modelar processos e tarefas em termos de diagramas de blocos e fluxogramas (que também seguem as regras do fluxo de dados). Além disso, como as linguagens de fluxo de dados baseiam sua estrutura de programa no fluxo de dados, o problema a ser resolvido é tratado de acordo com essa estrutura estabelecida na codificação. Mesmo sendo o G uma linguagem de alto nível, ainda se pode obter desempenho comparável ao de linguagens como C, devido ao compilador incluído no LabVIEW.

A implantação no LabVIEW aproveitou esses recursos, como a unidade embarcada de controle em campos, o que ajuda a detectar e evitar erros ao longo do código. Essas características ajudam a processar dados, uma vez que o LabVIEW converte automaticamente os valores, dado que o mesmo tem as unidades das extremidades dos fios são do mesmo tipo (por exemplo, pés são convertidos em metros, uma vez que ambas são unidades de comprimento).

A seções a seguir apresentam os cálculos da modelagem de cada um dos cinco elementos do sistema de gerenciamento de tráfego aéreo e bem como sua codificação no LabVIEW. Em cada seção também são apresentados os testes preliminares para validação de cada um dos subsistemas.

4.2.1 Aeronave

O modelo de aeronave proposta por Glover e Lygeros (2004) foi especificado para simulação por computador com o objetivo de apoiar os estudos em projeto HYBRIDGE¹⁵. As relações entre os diversos componentes do modelo da aeronave do ponto de vista do ATC encontram-se resumidos na Figura 26. O modelo proposto por Glover e Lygeros (2004) só fornece algumas funções que permitem capturar alguns aspectos básicos de comportamento de controle, como a incerteza sobre a temporização dos comandos (T, Φ, γ). A velocidade da aeronave é afetada tanto pelo vento como pelas ações do sistema de gerenciamento de voo, com este último dependendo do valor assumido pelo estado do bloco **“Dinâmica da Aeronave”**.

¹⁵ O projeto **Hybridge** é uma parceria entre universidades e institutos de pesquisa para desenvolver métodos e modelos para estudar os níveis de segurança, especialmente relacionadas ao tráfego aéreo. Mais informações em <http://hybridge.nlr.nl/>.

Figura 26 – Diagrama de blocos do modelo da Aeronave

Fonte: Adaptado de (GLOVER; LYGEROS, 2004)

Do ponto de vista do ATC, o modelo de aeronave pode ser descrito como um ponto de massa e energia, e o seu deslocamento ao longo do espaço aéreo baseia-se num conjunto de equações, que calcula os movimentos e as forças envolvidas com a dinâmica da aeronave. As três forças principais envolvidos são tração (T), arrasto (D) e de sustentação (L)¹⁶. A tração é a força gerada pelos motores de aeronaves, enquanto arrasto e sustentação estão ambas relacionadas com o movimento da aeronave no ar.

Os estados do modelo da aeronave são a posição horizontal (X e Y) e altitude (h), a velocidade real (V), o ângulo de trajetória (γ) e do ângulo de posição ou guinada (ψ). As entradas de controle do modelo são a tração do motor (T), o ângulo de inclinação ou rolagem (ϕ) e o ângulo de trajetória (γ), cujo valor relaciona-se com o ângulo de arfagem (θ) e de ataque (α) conforme apresentado na Figura 27, m é a massa da aeronave e g a aceleração da gravidade. A Figura 28 mostra os principais ângulos para direcionamento de voo da aeronave. Além disso, o vento atua como um distúrbio que afeta o movimento e que é representado através do seu vetor de

¹⁶ Do inglês: *thrust* (T), *drag* (D) e *lift* (L).

velocidade $W = (w_1, w_2, w_3) \in \mathbb{R}^3$. O efeito de insumos, como spoilers¹⁷, slats¹⁸ de ponta, trem de pouso, entre outros são ignorados neste trabalho particular (GLOVER; LYGEROS, 2004).

Figura 27 – Nomenclatura dos ângulos da aeronave em relação ao solo

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 28 – Variáveis de estado da aeronave – guinada, arfagem e rolagem

¹⁷ **Spoilers** ou **speedbrakes** são peças móveis posicionadas sobre as asas de aviões, com a função de diminuir a sustentação de uma aeronave

¹⁸ **Slat** é um dispositivo móvel de sustentação auxiliar, que se desloca à frente para permitir a passagem de ar da parte inferior (intradorso) para a parte superior (extradorso) pela fenda ali formada, criando uma fenda (perfil) que 'represa' a camada de ar sob as asas, que atua como se fosse o SLOT, aumentando enormemente a sustentação das mesmas.

Fonte: Adaptado de (GLOVER; LYGEROS, 2004; VISMARI, 2007)

Assim, as expressões (3) a (7) representam o estado da aeronave:

$$\dot{X} = V \cos(\psi) \cos(\gamma) + w_1 \quad (3)$$

$$\dot{Y} = V \sin(\psi) \cos(\gamma) + w_2 \quad (4)$$

$$\dot{h} = V \sin(\gamma) + w_3 \quad (5)$$

$$\dot{V} = \frac{1}{m} [(T \cos(\alpha) - D) - mg \sin(\gamma)] \quad (6)$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{mV} (L \sin(\phi) + T \sin(\alpha) \sin(\phi)) \quad (7)$$

As forças de sustentação (L) e arrasto (D) podem ser calculadas a partir das expressões (8) e (9):

$$L = \frac{C_L S \rho}{2} (1 + c\alpha) V^2 \quad (8)$$

$$D = \frac{C_D S \rho}{2} (1 + b_1\alpha + b_2\alpha^2) V^2 \quad (9)$$

A variável S representa a área da superfície das asas, ρ é a densidade do ar (a qual depende da altitude) e C_D , C_L , c , b_1 , b_2 são coeficientes de sustentação e arrasto aerodinâmico cujos valores dependem geralmente da fase do voo (se os flaps estão estendidos, o trem de pouso abaixado, entre outras características).

Simplifica-se a expressão (8) da força de sustentação supondo $\alpha = 0$ (voo de cruzeiro). Dessa maneira, pode-se deduzir que a mesma pode ser calculada como $mg/\cos \phi$. Nesse caso, pode-se assumir o equilíbrio vertical em que a componente vertical da sustentação deve ser igual ao peso.

Outra hipótese simplificadora utilizada para a implantação do modelo é a adoção de aceleração da gravidade constante. Embora a gravidade varie de acordo com a

altitude, sua diferença dentro de uma faixa de 15 km de altitude é aproximadamente 5 cm/s², tornando-se insignificante, portanto.

É importante lembrar que os ângulos de inclinação lateral (rolagem) mais acentuadas podem resultar numa perda de altitude. O BADA (EUROCONTROL, 2009) limita ângulos de inclinação lateral a 35° para aeronaves civis, enquanto que a ICAO (2006b) aconselha os pilotos a executarem curvas “em um ângulo de inclinação de 25° ou a uma taxa de 3°/segundo, o que exigir menor inclinação”. Há registros de acidentes (por exemplo, o voo Aeroflot 593) em que ângulos de inclinação lateral muito íngremes levaram à perda de controle (*stall*).

O modelo computacional adotado também permite simulações sobre o consumo de combustível. Embora o peso do combustível representasse um fator importante para voos mais longos, as variações de massa causadas pelo consumo de combustível para uma pequena distância podem ser ignoradas. Entre outras características apresentadas em (GLOVER; LYGEROS, 2004), não foram adotados os programas de velocidade e rotas com vários pontos de passagem (*waypoints*), uma vez que não foram considerados vitais para a abordagem de avaliação de segurança selecionada, mencionada na seção 3.1.5. Em vez disso, o modelo apresentado foi submetido a um conjunto de testes direcionados, cujos cenários de simulação são baseados em situações específicas que acontece durante um voo.

4.2.1.1 Programação do modelo da aeronave

Para fins de simulação computacional dos diferentes cenários, o modelo da aeronave foi escrito em linguagem *Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench* (LabVIEW). A fim de manter a facilidade de interpretação do código, os cálculos das equações apresentadas em (GLOVER; LYGEROS, 2004; EUROCONTROL, 2009) foram divididos em três tipos e reunidos em blocos de acordo com esta divisão. Os três blocos criados são o **Processamento da Dinâmica de Voo da Aeronave**, **Cálculo dos Coeficientes** e **Cálculo de Força**, apresentados na Figura 29.

O bloco **Processamento da Dinâmica de Voo da Aeronave** visa calcular as variáveis de processo relacionadas com o movimento da aeronave (por exemplo,

velocidade, posição e proa). De acordo com Glover e Lygeros (2004), a velocidade total do ar (TAS – True Air Speed) foi adotada como a velocidade de base. O bloco **Cálculo de Coeficientes** determina os valores dos coeficientes, tais como, coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto. O bloco **Cálculo de Forças** calcula os valores das forças de sustentação (*lift*), tração (*thrust*) e arrasto (*drag*).

Figura 29 – Diagrama esquemático do processamento da dinâmica de aeronave

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

No diagrama da Figura 29 a aeronave foi abstratamente reduzida a quatro variáveis: posição, velocidade, proa e forças. As iterações computacionais *n* e *n + 1* pretendem mostrar como se dá o fluxo de processamento dessas variáveis em todo o contexto da simulação.

Para simular o desempenho da aeronave, um intervalo de tempo padrão foi adotado. O intervalo é resultado do cálculo da divisão do tempo total de simulação dividido pelo número de pontos configurados, com fins de representação gráfica. Ambos os valores (tempo total e número de pontos) podem ser editados nas configurações de simulação. É importante ressaltar que o comprimento do intervalo pode tornar os resultados de simulação mais ou menos realista. Nas primeiras avaliações do modelo, sob certas condições, um intervalo de 1 s levou a uma condição de bloqueio, travando a simulação. Durante a execução de demais avaliações, foi

utilizado um intervalo de 0,1 s, com bons resultados. Demais intervalos menores ou maiores podem ser avaliados de acordo com o propósito da simulação.

O diagrama de hierarquia do *Virtual Instrument* (VI) da implantação do modelo da aeronave em LabVIEW é apresentado na Figura 30.

A Tabela 7 mostra a relação dos VIs que foram desenvolvidos para o modelo de aeronave proposto.

Tabela 7 – Relação de VIs utilizados no modelo da aeronave

Função / Bloco	Símbolo	Nome do VI	Descrição
Execução da Simulação		Simulador de Manobra de Aeronave.vi	Esse arquivo é responsável por permitir configurações de manobra e a execução da simulação da respectiva manobra.
Configurações relativas a simulação		Dados Constantes da Aeronave.vi	As constantes da aeronave, extraídas da base do BADA, são inseridas nesse arquivo e usadas ao longo da simulação.
Cálculo de dados meteorológicos		CalculadoraTemperatura.vi	Calcula a temperatura em função da altitude e da temperatura ao nível do mar.
	CalculadoraPressao.vi	Calcula a pressão em função da altitude e da temperatura ao nível do mar.
	CalculadoraDensidade.vi	Calcula a densidade do ar em função da altitude.
	ConstantesISA.vi	Centraliza os valores da Temperatura, Pressão e Densidade do Ar ao nível do mar. Nas condições ISA, esses valores são respectivamente 288,15 K, 101325 Pa e 1,225 kg/m³.
Controle		ParadaSimulacao.vi	Bloco responsável por interromper a simulação. A simulação é interrompida caso a aeronave entre em estol ou se o número total de pontos for plotado.
Cálculo dos Coeficientes		BlocoCoeficientes.vi	Esse bloco é responsável por calcular coeficientes que façam parte dos cálculos de posição e forças presentes nos blocos de dinâmica e forças, respectivamente.
	Energy Share Factor.vi	Calcula o Energy Share Factor (ESF) de acordo com as especificações de (GLOVER; LYGEROS, 2004), em função da fase e modo de voo da aeronave.

Continua

Continuação

Função / Bloco	Símbolo	Nome do VI	Descrição
Cálculo dos Coeficientes		Conversor ESF-gama, gama-ESF.vi	Calcula, com base no ESF, o valor $\sin(\gamma)$, utilizado para obter a velocidade vertical da aeronave.
	Cd (Drag).vi	Processa o coeficiente de arrasto, utilizado no bloco de forças.
	Cl (Drag, Lift).vi	Processa o coeficiente de sustentação, utilizado no bloco de forças e no cálculo do coeficiente de arrasto.
	Cpowred (Thrust).vi	Calcula o coeficiente de redução de empuxo para os casos nos quais o modo de potência reduzida encontra-se ativado.
	T max climb (Thrust).vi	Calcula o valor máximo do empuxo, que é processado posteriormente de acordo com as condições e fases de voo.
Processamento da Dinâmica de Voo da Aeronave		BlocoDinamica.vi	Esse bloco é responsável por processar a posição e a velocidade da aeronave, com base nas forças que sobre ela atuam e na sua posição anterior. Ele contém os seguintes sub-VIs:
	Flight Path psi(t).vi	Responsável por calcular o ângulo de orientação da aeronave, em função de variáveis como a velocidade, as forças atuantes na aeronave e o ângulo de rolagem.
	Velocidade TrueAirSpeed.vi	Calcula a velocidade TAS da aeronave em função dos parâmetros de entrada.
	Posição (Pi(t)).vi	Computa a posição da aeronave em função das saídas dos Vis acima.
	Integral (dVtas).vi	Responsável por calcular eventuais alterações no valor da velocidade.
	Integral (dPsi).vi	Responsável por calcular a variação do ângulo de orientação da aeronave.

Continua

Continuação

Função / Bloco	Símbolo	Nome do VI	Descrição
Cálculo de Forças		BlocoForcas.vi	Esse bloco é responsável por calcular as forças atuantes na aeronave. Ele contém os seguintes sub-VIs:
	Lift.vi	Calcula a força de sustentação, tomando como base o coeficiente de mesmo nome, a velocidade TAS e a densidade do ar.
	Thrust.vi	Calcula o valor do empuxo em função da altitude, do valor máximo do empuxo, obtido no bloco dos coeficientes, e dos modos e fases de voo da aeronave.
	Drag.vi	Calcula o valor do arrasto em função do respectivo coeficiente, velocidade TAS, altitude e dos modos e fases de voo da aeronave.

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

A Figura 31 apresenta o digrama de blocos do VI desenvolvido correspondente ao modelo proposto da aeronave para processamento da dinâmica da mesma, conforme esquematizado na Figura 29.

Figura 31 – VI do modelo para processamento da dinâmica da aeronave

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.1.2 Testes preliminares de validação do modelo da aeronave

Com o objetivo de verificar e validar o comportamento da dinâmica da aeronave, foram executadas simulações para algumas manobras. Para cada diferente manobra, são apresentadas as rotas obtidas considerando os parâmetros programados.

Para viabilizar a avaliação do modelo da aeronave foi também desenvolvida uma interface gráfica no LabVIEW, denominada **Painel de Simulação**. A configuração da simulação para verificação do comportamento da aeronave pode ser efetuada por meio de dois blocos no painel de simulação: **Dados Iniciais de**

Simulação (*Simulation Initial Data*) e Modos e Fases da Aeronave (*Aircraft's Modes and Phases*). Na Figura 32 além do painel do usuário, apresenta-se os gráficos tanto em duas e três dimensões (2D e 3D) da rota descrita pelo modelo da aeronave considerando os dados configurados em cada um dos testes.

Figura 32 – Painel de Simulação da dinâmica do modelo da aeronave

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

O bloco de Dados Iniciais de Simulação pode ser visto em detalhes na Figura 33 e as descrições dos seus respectivos campos de configuração são apresentadas na Tabela 8.

Figura 33 – Detalhe do bloco ‘Dados Iniciais de Simulação’

Simulation Initial Data

Constant TAS?	Aircraft turning?	Initial Position			Dots	Starting Time	
☒	☒	0	0 m	0 m	10000 m	0	0 s
TAS Value	Initial Heading	AOA	Bank Angle	Wind Speed	Wind Direction	Ending Time	
280 kn	129,68 deg	0,00 deg	0,00 deg	0 m/s	135 deg	1 s	

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Tabela 8 – Campos do bloco ‘Dados Iniciais de Simulação’

Campo	Descrição
<i>Constant TAS?</i>	Selecionado se a aeronave mantém velocidade constante
<i>Aircraft Turning?</i>	Selecionado se uma manobra no plano horizontal está sendo simulada.
<i>Initial Position</i>	Posição inicial da aeronave.
<i>Dots</i>	Número de pontos a ser calculado e plotados.
<i>Starting Time</i>	Tempo inicial da simulação. Sempre atribuído 0 s.
<i>Ending Time</i>	Tempo final de simulação. Intervalo de tempo estabelecido em função do tempo inicial e do número de pontos.
<i>TAS Value</i>	Valor inicial do TAS (<i>Total Air Speed</i>) da aeronave.
<i>Initial Heading</i>	Ângulo inicial da proa (Ψ)
<i>AOA</i>	Ângulo de ataque (α)
<i>Bank Angle</i>	Ângulo de rolagem (ϕ)
<i>Wind Speed</i>	Valor da velocidade do vento.
<i>Wind Direction</i>	Direção do vento adotada na simulação.

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

A Figura 34 mostra os detalhes do bloco “Modos e Fases da Aeronave” (*Aircraft’s Modes and Phases*) do painel de simulação.

Figura 34 – Detalhe do bloco ‘Modos e Fases da Aeronave’

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Nesse bloco, os valores que podem ser definidos são os seguintes:

- Fase de Voo (*Flight Phase*) – Responsável para determinar em qual das fases abaixo da aeronave será simulada. Dentre as possíveis fases a serem selecionadas encontram-se:
 - *Enroute* (Rota ou Nível de Cruzeiro)
 - *Approach* (Aproximação)
 - *Landing* (Pouso)
- Modo de Aceleração (*Accel Mode*) – Determina como a aeronave está mudando a sua velocidade. A escolha feita aqui, em conjunto com dados de outros campos, será aplicada para calcular a tração (*thrust*) e outros fatores que afetam a velocidade da aeronave.
 - *Acc* (acelerando)
 - *Cruise* (Cruzeiro)
 - *Deceleration* (Desaceleração)
- Modo de Ascensão (*Climb Mode*) – Determina a atitude vertical da aeronave. Essa configuração afeta principalmente o cálculo da tração (*thrust*).
 - *Climb* (Subida)
 - *Level* (Nível de Cruzeiro)
 - *Descent* (Descida)

Além disso, é possível configurar os valores iniciais relacionados ao desempenho da aeronave no painel “Dados Iniciais de Simulação”. Unidades, onde necessárias, são

mostradas ao lado do respectivo campo. As descrições dos campos de entrada desse bloco podem ser vistas na Tabela 9.

Tabela 9 – Condições Iniciais dos testes

Condição/Campo	Valor
<i>Heading</i> (proa)	0°
<i>TAS</i> (<i>Total Air Speed</i>)	440 kt, ($\approx$ 814 km/h).
<i>ISA Temp.</i> (Temperatura)	288.15 K (ao nível do mar)
<i>ISA Atmospheric Pressure</i> (Pressão atmosférica)	101,325 Pa (nível do mar)
<i>ISA Air Density</i> (Densidade do ar)	1.225 kg/m ³ (nível do mar)
<i>Wind Speed</i> (velocidade do vento)	0
<i>AOA</i> (ângulo de ataque)	0°
<i>Coordinates</i> (Coordenadas) (x,y)	(0 ,0,) m, exceto quando indicado
<i>Altitude</i>	10000 m

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Os outros campos no painel frontal são utilizados apenas para fins de programação. A trajetória de voo da aeronave é representada em dois gráficos, um deles sendo um gráfico 3D (útil também para futuras situações que envolvem uma variação de altitude). Eventuais distorções dos gráficos de rota podem ser provocadas por diferenças entre as escalas do eixo vertical e horizontal.

4.2.1.3 Resultados dos testes do modelo da aeronave

A fim de validar o modelo da aeronave, foi realizado um total de três testes, envolvendo condições e operações usuais. Valores iniciais comuns entre os três testes podem ser vistos na Tabela 9.

Os dados de aeronaves utilizados para a simulação correspondem ao **Airbus A320**, um dos jatos comerciais mais comuns, extraídos do BADA (EUROCONTROL, 2009). A velocidade adotada como padrão foi de 440 kt, que é perto da velocidade TAS citada em A320 BADA PTF (*Performance Table File*).

Os testes realizados, nesta pesquisa, consideraram apenas manobras na mesma altitude, da mesma forma em que foi realizada a pesquisa de Vismari (2007) e que está sendo considerada como referência de comparação. Para a realização de manobras envolvendo variação de altitude, recursos especiais providos no manual BADA (EUROCONTROL, 2009) devem ser incorporados ao modelo tais como: velocidades programadas (“*speed schedules*”) e o cálculo do ESF (“*Energy Share Factor*”). Esses novos recursos podem ser foco de uma nova pesquisa.

A seguir são descritas as diversas manobras a serem avaliadas (BARALDI SESSO et al., 2015a).

4.2.1.3.1 Manobra 1

As condições e os parâmetros para a simulação desta manobra são:

- Aeronave em cruzeiro;
- TAS constante (440 kt);
- Ângulo de inclinação (rolagem): 20°;
- Tempo necessário para realizar um quarto de circunferência.

Nas condições dadas, o raio de giro é de aproximadamente 14,3 km, que representa um quarto de uma circunferência com um arco de comprimento de 22,45 km. O tempo de simulação para o dado comprimento a uma velocidade de 440 kt (≈ 814 km/h) é um pouco menos do que 100 s. De acordo com o intervalo de tempo de 0,1 s, 1000 pontos são representados graficamente.

A Figura 35 mostra a trajetória simulada da aeronave nessas condições.

Figura 35 – Trajetória do modelo da aeronave obtida para a manobra 1

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.1.3.2 Manobra 2

As condições e os parâmetros para a simulação desta manobra são:

- Aeronave em cruzeiro;
- TAS constante (440 kt);
- Ângulo de inclinação (rolagem): 20°;
- Tempo necessário para realizar toda a trajetória circular.

De acordo com os cálculos feitos anteriormente, a aeronave precisaria 400 s para realizar uma trajetória circular completa sob as mesmas condições.

No final da simulação, a aeronave tinha um ângulo de proa de 1,5°, o que é um resultado razoável, se considerados os erros de arredondamento dos cálculos.

A Figura 36 mostra a trajetória simulada da aeronave nessas condições.

Figura 36 – Trajetória do modelo da aeronave obtida para a manobra 2

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.1.3.3 Manobra 3

As condições e os parâmetros para a simulação desta manobra são:

- Aeronave em cruzeiro;
- TAS constante (440 kt);
- Ângulo de inclinação (rolagem): 20°;
- Tempo de teste: 800 s.

Neste cenário, a aeronave seguirá uma rota simples, que consiste em manter um rumo constante em 100 s e fazer uma curva com ângulo de rolagem de 20° em 100 s. Repetindo os passos quatro vezes tornará uma trajetória em forma de um quadrado com bordas arredondadas, retornando a sua posição inicial.

A Figura 37 mostra a trajetória simulada da aeronave nessas condições. A diferença da trajetória no canto inferior esquerdo é causada pelo arredondamento do tempo exigido para cada etapa. Apesar disso, foi possível evidenciar a capacidade do modelo da aeronave de responder a manobras de mudança de rota. Essa característica é fundamental para que o sistema de navegação da aeronave, juntamente com o sistema de gerenciamento de voo possa fazer com que a aeronave adira à rota desejada.

Figura 37 – Trajetória do modelo da aeronave obtida para a manobra 3

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.2 Sistema de Navegação

O sistema de navegação, além da obtenção da posição das aeronaves, é responsável por monitorar e controlar a respectiva aeronave de modo a gerenciar seu plano de voo. Essa tarefa é realizada por meio do Sistema de Gerenciamento de Voo (FMS) que, como visto na Figura 26, controla a dinâmica das aeronaves, comandando-as a executar manobras evasivas ou para manter as mesmas na rota programada.

No modelo computacional desenvolvido, fazem parte do sistema de navegação os módulos Piloto Automático (AP) e o Sistema Anticolisão de Bordo (ACAS). O AP representa o controle horizontal, isto é, tem por função principal controlar as variáveis de entrada do bloco de dinâmica da aeronave a partir das instruções de controle providas pelo ACAS. Este, portanto, tem por responsabilidade estabelecer os parâmetros necessários para as mudanças de rota a fim de reprogramá-las para evitar eventuais conflitos. A seguir é detalhado o desenvolvimento de cada um dos módulos.

Vale ressaltar que as denominações adotadas (AP e ACAS) não tem por intuito representar fielmente, no escopo do modelo desenvolvido, as funções de Piloto Automático e Sistema Anticolisão presentes em aeronaves comerciais reais.

4.2.2.1 Subsistema de Piloto Automático (AP)

Para a execução de uma manobra, semelhante à terceira manobra, um sistema auxiliar foi implantado para alterar o ângulo de rolagem (ϕ) do modelo por meio de um temporizador. Todavia, a alteração do ângulo de rolagem (ϕ) não era condizente com um padrão real de operação, visto que o uso de ângulos discretos implica em uma variação impulsiva na mudança de ângulos de rolagem (ϕ). Além disso, como esse sistema inicialmente controlava o ângulo de rolagem, sem considerar o ângulo de proa (ψ), o AP era incapaz de fazer com que a aeronave seguisse uma rota sem a necessidade de determinar previamente os movimentos executados¹⁹.

Assim sendo, criou-se um modelo de piloto automático adaptado cuja única função implantada foi a de ajuste do ângulo de rolagem da aeronave (ϕ) com o intuito de fazer com que ela siga a proa especificada, ângulo de proa (ψ).

Diferentemente do algoritmo adotado por Vismari (2007), optou-se pela utilização de uma malha de controle como base para o piloto automático. A escolha está baseada na avaliação de algoritmos de pilotagem disponibilizados por meio do software (aberto) FlightGear e por conta das funções disponibilizadas pelo próprio ambiente de simulação, o LabVIEW. Dessa forma, buscou-se tornar o controle das aeronaves mais próximo do realmente empregado.

Durante a análise do código fonte do FlightGear, foram encontradas estruturas de configuração do piloto automático concentradas em um arquivo XML. Para fins de clareza, no FlightGear, o piloto automático e seus subcomponentes são especificados em um arquivo à parte, sendo citadas variáveis e propriedades de entrada e saída, além das constantes dos controladores PID utilizados (esse tipo de controlador, junto com seus derivados PI e PD, servem de base para vários componentes do piloto automático).

Apesar das bases de dados e informações dos desenvolvedores contarem com recursos que ilustram como manipular esses arquivos, e até mesmo noções de

¹⁹ A forma utilizada em (BARALDI SESSO et al., 2015a) correspondia a um quadrado com seus cantos arredondados, sendo que os cantos do quadrado correspondiam a curvas de um quarto de circunferência. O tempo pelo qual a aeronave assumiria o ângulo necessário para a execução da curva foi calculado com base em uma velocidade TAS constante e nas fórmulas presentes em (GLOVER; LYGEROS, 2004). Além disso, os ângulos de rolagem e tempos de simulação adotados tinham por objetivo fazer com que a aeronave terminasse seu deslocamento, próxima do ponto de início. Caso a mesma rota fosse traçada com uma sequência de *waypoints*, a aeronave não seria capaz de segui-la com o sistema auxiliar previamente proposto.

teoria de controle (OLSON, 2004; FLIGHTGEAR WIKI, 2015), não foi possível obter de maneira satisfatória uma equação no domínio da frequência que relacionasse o ângulo de proa (ψ) com o ângulo de rolagem (ϕ).

De acordo com Glover e Lygeros (2004) a velocidade angular de proa é dependente da tangente do ângulo de rolagem e do inverso da velocidade TAS. O conhecimento sobre a função de transferência entre o ângulo de proa e o ângulo de rolagem permite que os coeficientes de um eventual controlador PID sejam determinados de uma maneira mais técnica, como através do processo de Ziegler-Nichols, por exemplo. Todavia, se assumiu implicitamente, uma velocidade TAS constante. Se considerássemos variação na velocidade TAS, os coeficientes determinados para a planta de controle teriam que ser recalculados, um processo que tornaria mais complexa a automação do AP. Por essas razões, optou-se por seguir com a abordagem prevista no FlightGear, considerando os coeficientes constantes, ou seja, um controlador PID simples.

Primeiramente, tomou-se como base o piloto automático genérico do FlightGear no qual o controle de proa é dado através de um controlador PID com coeficientes²⁰ $K_p = -1$, $T_i = 10$ e $T_d = 0,00001$. Outros valores de coeficientes são encontrados para o Boeing 777-200, aeronave utilizada principalmente para o transporte de passageiros. Em termos de velocidade de operação, o Boeing 777-200 (aeronave encontrada no pacote de instalação do FlightGear) apresenta mais semelhança em relação ao A320.²¹ Dessa forma, foram utilizados os parâmetros para o Boeing 777-200, em que o controlador proporcional possui ganho $K_p = -1,75$. Um teste preliminar foi executado, sendo a proa inicial 0° e a proa desejada 40° , com velocidade TAS de 400 kt. Com os dois conjuntos de ganhos constantes ($K_p = -1$ e $K_p = -1,75$) foi avaliada a diferença de resposta. O resultado pode ser observado na Figura 38. À esquerda, são utilizados os ganhos do piloto automático genérico, e à direita os ganhos do Boeing 777-200.

²⁰ K_p = Ganho proporcional. T_i = Constante de tempo integral. T_d = Constante de tempo derivado.

²¹ Em pesquisas futuras podem ser consideradas as características de dinâmica da aeronave do modelo Boeing 777-200.

Figura 38 – Testes do controlador PID.

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Pode-se observar pelos gráficos anteriores que o conjunto de parâmetros relativos ao Boeing 777-200 respondeu melhor a mudança de proa desejada. Por volta de 70 s desde o início da simulação, o modelo adotado para o Boeing 777-200 está praticamente estabilizado na proa 40°, sendo que o piloto automático genérico não chega a estabilizar na proa respectiva mesmo depois de 200 s. Os parâmetros adotados foram do Boeing 777-200.

O controle do ângulo de rolagem proposto por Vismari (2007) foi implantado com uma estrutura do tipo **CASE**, sendo utilizados os valores da Tabela 10. O ângulo de rolagem é corrigido, posteriormente, para adotar um sinal oposto ao da diferença entre proas.

Em testes anteriores feitos com esse padrão, zerar o ângulo de rolagem apenas quando a diferença entre proas fosse nula, induziu a aeronave a assumir um comportamento oscilatório, variando os ângulos de rolagem $-2,92^\circ$ e $2,92^\circ$. Essa condição poderia ser resolvida com uma interpolação linear, dado que a velocidade se mantém constante no tempo necessário para a correção da proa. No entanto, esse procedimento não foi adotado por questões de simplificação do modelo.

Tabela 10 – Valores do ângulo de rolagem (ϕ) de acordo com o módulo da diferença da proa

$ DiferençaProa $	ϕ
$[25^\circ, +\infty[$	35°
$[15^\circ, 25^\circ[$	7°
$[7^\circ, 15^\circ[$	$4,375^\circ$
$]0^\circ, 7^\circ[$	$\approx 2,92^\circ$
0°	0°

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Dessa forma, assumiu-se que a aeronave assume um ângulo de rolagem nulo caso a diferença entre ângulos de proa esteja entre 0 e 1° ²². Tendo em vista que essa diferença normalmente é medida em intervalos de 1° , essa simplificação ainda permite uma análise satisfatória dos resultados obtidos. Para permitir uma comparação entre os modelos de simulação do AP, adotado em Vismari (2007) de forma discreta e o com controlador PID de forma contínua, o instante de parada dos respectivos testes ocorreu quando a diferença de proas atingiu um valor inferior a 1° .

4.2.2.1.1 Programação do Piloto Automático

A implantação do piloto automático consistiu dos seguintes VIs (Tabela 11), dispostos na hierarquia apresentada na Figura 39.

Figura 39 – Hierarquia de VIs do Piloto Automático

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

²² O LabVIEW não admite o uso de valores decimais de limite em estruturas case, o que demandaria um esforço adicional em adaptar o código

Tabela 11 – Relação de VIs utilizados no modelo do Piloto Automático (AP)

Símbolo	Nome do VI	Descrição
TestePilotoAutomatico.vi	Esse VI tem por função encapsular os dois modelos de controle de proa propostos, permitindo que sejam testados em paralelo mais facilmente. O marcador do tipo <i>gauge</i> (Figura 40) que se encontra no canto superior direito do documento possui duas agulhas, sendo a vermelha para indicar a proa atual da aeronave e a verde para indicar a proa desejada (ou seja, a configurada nos modelos de controle de proa). A velocidade inicial, o intervalo de tempo a ser utilizado na simulação e a proa inicial devem ser configurados previamente. A proa desejada pode ser alterada em tempo de execução. Os dois LEDs emulados servem para fins de depuração.
ControleProa-PID.vi	Esse VI centraliza os componentes necessários para a implantação do controle de proa (ψ) via PID, permitindo a configuração das constantes do respectivo controlador e da taxa de variação máxima (limitador da derivada) de sua saída.
ProcessadorDiferencaAngular.vi	O VI em questão processa a diferença angular entre a proa desejada e a proa atual da aeronave e envia o resultado para os controles de proa. O seu objetivo é também evitar situações nas quais a aeronave faça uma curva para o lado errado (por exemplo, uma aeronave que está com 40° de proa virar no sentido horário ao invés do anti-horário para alcançar a proa 320°) ou mesmo processe adequadamente a singularidade presente entre 359° e 0° (variação abrupta do ângulo de proa). Ele é utilizado por ambos os modelos de controle de proa.
ControleProa-TeseLucio.vi	Esse VI encapsula o modelo de controle de proa descrito em (VISMARI, 2007)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Para que a diferença correta seja calculada, o algoritmo a seguir é utilizado (todos os valores usam graus como unidade):

- (a) Se o módulo da diferença entre a proa atual e a desejada é inferior a 180° , essa diferença é retornada como o valor da diferença angular.
- (b) Caso contrário, a diferença angular é dada por $P_i - P_d + 360^\circ$, onde P_i é a proa inicial e P_d a proa desejada.

Figura 40 – Painel de controle para desenvolvimento do AP

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Em se tratando do uso de um controlador PID, é importante observar que, devido a sua própria natureza, ele armazena informações referentes a integração e derivação de erros. A persistência dessas informações na memória do LabVIEW faz com que, caso o componente **PID.vi** e o limitador de variação a ele anexo não sejam reiniciados a cada teste, o funcionamento do módulo seja interrompido até a reinicialização do projeto inteiro (isto é, fechar todas as janelas e retornar a página inicial de projeto no LabVIEW). Assim esse problema foi corrigido por meio de reiniciação do controle PID a cada início de teste.

Os diagramas de blocos de cada VI (Figura 41 até Figura 44) podem ser observados a seguir.

Figura 41 – Diagrama de blocos do VI TestePilotoAutomatico.vi

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 42 – Diagrama de blocos do VI ControleProa-PID.vi

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 43 – Diagrama de blocos do VI ControleProa-TeseLucio.vi

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 44 – Diagrama de blocos do VI ProcessadorDiferencaAngular.vi

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.2.1.2 Testes do Piloto Automático

A seguir, os testes de validação são relatados brevemente, com comentários sobre as diferenças observadas entre os dois modelos de controle de proa. Para fins de comparação entre os modelos, tomou-se como base o momento no qual o modelo adotado em (VISMARI, 2007) atinge seu valor final pela primeira vez, considerando uma casa decimal.

Em seguida, mediu-se o mesmo momento para o modelo com PID. Cada um dos testes é acompanhado de um gráfico que mostra a diferença entre o resultado da proa pelo controle PID e pelo modelo adotado por Vismari (2007).

TESTE 1 – PROA 0°-PROA 40°

Na Figura 45, é apresentado, à direita, o resultado do modelo adotado em (VISMARI, 2007) e à esquerda, o resultado do modelo com PID descrito anteriormente.

Figura 45 – Ângulo de proa em função do tempo (Teste 1)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

No teste em questão, o modelo com PID alcançou seu valor final aos 57,9 s de tempo de simulação, enquanto o outro modelo registrou 39,5° de proa aos 125,3 s. O uso de um controle PID levou a uma redução de 54% no tempo de correção de proa. O gráfico da Figura 46 ilustra a diferença entre as proas registradas destacando que até aproximadamente 15 s o modelo adotado por Vismari é mais ágil. A partir desse instante, o modelo com o controlador PID apresenta uma resposta mais rápida, pois a diferença permanece positiva (isto é, a proa do PID é maior) até o final da simulação.

Figura 46 – Diferença de proa entre 'modelo PID' e modelo de (VISMARI, 2007) (Teste 1)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

TESTE 2 – PROA 0°-PROA 320°

Na Figura 47, é apresentado, à direita, o resultado do modelo adotado em (VISMARI, 2007) e à esquerda, o resultado do modelo com PID.

Figura 47 – Ângulo de proa em função do tempo (Teste 2)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Conforme a Figura 48, o modelo com PID alcançou seu valor final aos 57,9 s de tempo de simulação, enquanto o outro modelo registrou 39,5° de proa aos 125,3 s. Como a diferença angular é a mesma representada no teste 1, os comentários feitos sobre o teste são os mesmos. O propósito principal desse teste era demonstrar a importância do VI responsável por processar a diferença angular, permitindo que a descontinuidade entre 359° e 0° (causadora de vários problemas durante o desenvolvimento da plataforma de testes) fosse superada.

Figura 48 – Diferença de proa entre 'modelo PID' e modelo de (VISMARI, 2007) (Teste 2)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

TESTE 3 – PROA 0°-PROA 179°

Na Figura 49, é apresentado, à direita, o resultado do modelo adotado em (VISMARI, 2007) e à esquerda, o resultado do modelo com PID.

Figura 49 – Ângulo de proa em função do tempo (Teste 3)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Nesse teste, foi observada a menor diferença entre o tempo de resposta do PID e o tempo de resposta do algoritmo encontrado em (VISMARI, 2007). Enquanto o primeiro alcançou o valor final ($178,5^\circ$, para fins de consideração) aos 130,6 s de simulação, o segundo demorou 198 s, o que resulta em um tempo 34% menor para o PID. Os valores presentes no gráfico de diferença (Figura 50) permitem comparar os efeitos da discretização com o uso de um controlador PID.

Figura 50 – Diferença de proa entre 'modelo PID' e modelo de (VISMARI, 2007) (Teste 3)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

TESTE 4 – PROA 0°-PROA 240°

Apresenta-se na Figura 51, à direita, o resultado do modelo adotado em (VISMARI, 2007) e à esquerda, o resultado do modelo com PID.

Figura 51 – Ângulo de proa em função do tempo (Teste 4)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 52 – Diferença de proa entre 'modelo PID' e modelo de (VISMARI, 2007) (Teste 4)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Assim como nos testes 2 e 3, foi possível perceber a importância do VI responsável por processar a diferença angular, que faz com que a menor distância angular seja percorrida para que a proa se altere (configurando o sentido da curva). Nesse caso, a Figura 52 mostra que o PID atingiu a proa de referência $240,5^\circ$ em 99,8 s, enquanto o outro modelo demorou 166,8 s para o mesmo, o que representa um tempo 40% menor para o uso do PID.

4.2.2.2 Sistema de Anticolisão de Bordo (ACAS) Simplificado

Para esse modelo foi adaptado o algoritmo descrito por Tomlin et al. (1998). A implantação foi feita em LabVIEW de maneira análoga a um circuito sequencial, com uma unidade de controle e um “fluxo de dados” para o ACAS. A unidade de controle foi desenvolvida utilizando-se uma máquina de estados, conforme o autômato proposto no mesmo artigo de Tomlin, resguardadas as devidas mudanças, para a adaptação do controle PID na mudança de rota. No fluxo de dados, por sua vez, as proas a serem assumidas pelas duas aeronaves são calculadas a partir de seus valores no início da simulação e em função do estado atual a ser assumido pela aeronave.

O tempo previsto para o desvio de rota, calculado por Tomlin et al. (1998), tem como referência a mudança instantânea de proa. A variação do ângulo de rolagem, assim como o seu efeito na variação do ângulo de proa, não é computada. Como a resposta do piloto automático AP desenvolvido ocorre com a variação da velocidade angular, adotou-se o valor absoluto da velocidade TAS como velocidade para fins de cálculo.

Como as componentes verticais e horizontais da velocidade não variam instantaneamente (ou mesmo uniformemente) a distância efetivamente adotada pela aeronave em relação à rota original possui um erro, tanto relacionado à resposta do AP como também ao intervalo de tempo da simulação. Esse erro é reduzido caso um valor maior do parâmetro d (que será explicado adiante) seja utilizado, à custa de um tempo de simulação maior e a uma resolução menos eficiente do conflito.

Para controlar o comportamento das duas aeronaves foi necessária a criação de malhas de ACAS simplificadas separadas para cada uma das duas aeronaves. Diferentemente dos sistemas convencionais (reais) de ACAS em que há comandos anti-colisão, o funcionamento do ACAS simplificado consiste basicamente em atribuir o ângulo de proa determinado pela máquina de estados (isto é, a saída do 'fluxo de dados' mencionado anteriormente) como a proa desejada a ser atingida pelo AP. Consequentemente, a efetividade do funcionamento do ACAS depende do acionamento do sistema de AP previamente desenvolvido.

O cálculo da distância real entre as aeronaves é realizado a partir das posições geométricas das mesmas. Quando essa distância for igual ou menor à distância mínima, visando a não colisão, a ação de mudança de proa deve ser acionada. Na realidade a detecção de colisão deveria considerar também um raio de tolerância, adotado em função da dimensão da aeronave (p.ex., envergadura ou comprimento).

Um exemplo de tal situação, pode-se citar um incidente de quase-colisão que ocorreu em 2001 envolvendo duas aeronaves da JAL (*Japan Airlines*). Segundo os pilotos de uma aeronave, a diferença de altitude (conflito vertical) registrada entre as aeronaves foi de 10 m, enquanto as informações gravadas pelo ATC registraram uma diferença de 120 m. Para efeito de ilustração, a envergadura do Antonov An-229, maior aeronave em operação, é de cerca de 90 m (ARAI, 2001).

4.2.2.2.1 Programação do ACAS Simplificado

O ACAS Simplificado foi desenvolvido de acordo com as especificações de Tomlin et al. (1998). O módulo ACAS desenvolvido hierarquicamente abaixo do módulo de espaço aéreo (cujos detalhes encontram-se na seção a seguir), destinado especificamente ao teste de manobras de resolução de conflito. A Figura 53 mostra a hierarquia dos VIs relacionados ao sistema, sendo seguida de uma breve descrição destes (Tabela 12).

Figura 53 – Hierarquia de VIs no ACAS Simplificado

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Tabela 12 – Relação de VIs utilizados no modelo do ACAS Simplificado

Símbolo	Nome do VI	Descrição
	ACAS Desvio Proa 2 Slots.vi	Encapsula o funcionamento do ACAS Simplificado, direcionando os dados necessários para a unidade de controle e interligando-a com o fluxo de dados, responsável por retornar o ângulo de proa a ser assumido.
	ACAS Desvio Proa Unidade de Controle.vi	Corresponde ao autômato (ou melhor, a sua máquina de estados) adaptado de Tomlin et al. (1998) para modelar o funcionamento do sistema.
	ACAS Desvio Proa Fluxo de Dados.vi	Responsável por receber a saída da unidade de controle e processar o ângulo de proa a ser assumido como o objetivo do AP.
	CalculadoraDuracaoResolucao.vi	Calcula o tempo previsto para que a aeronave se desloque lateralmente em relação a sua rota visando evitar a colisão.

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.2.2.2 Testes do ACAS Simplificado

Os testes executados consistiram de seis situações de conflito, sendo que cinco delas envolveriam uma colisão e uma serviria apenas para testar a reação do sistema a uma entrada que, apesar de não representar um risco de colisão, ainda acarretava em uma perda de separação horizontal. Para fins de uniformidade de dados, os testes foram interrompidos quando a distância entre as aeronaves excedesse 40 km. O gráfico resultante do teste, em conjunto com suas condições iniciais (listadas em uma tabela) e alguns comentários foram os itens utilizados para registrar os testes.

Figura 54 – Manobra de resolução de conflito

Fonte: adaptado de (TOMLIN; PAPPAS; SASTRY, 1998)

Para padronização, os parâmetros α_1 , α_2 e d , adotadas em Tomlin et al. (1998), receberam os valores 9000 m, 15000 m e 5000 m, respectivamente, apresentados na Figura 54. O parâmetro α_1 representa a distância mínima de separação horizontal entre as aeronaves para se detectar o conflito. O parâmetro α_2 , por sua vez, representa a distância entre as aeronaves na qual o conflito estaria resolvido (isto é, as rotas originais poderiam ser restauradas). Por último, o parâmetro d representa a distância que cada aeronave irá se afastar de sua rota original através da curva à esquerda.

Os resultados dos testes são acompanhados de um gráfico que mostra a distância entre as aeronaves em função do tempo. Em alguns casos, uma pequena singularidade (decorrente do início da simulação) pode ser observada, sem que isso comprometa o resultado final.

TESTE 1 – DIFERENÇA DE 90° ENTRE AS PROAS

A Tabela 13 mostra os parâmetros de entrada para o teste proposto e a Figura 55 apresenta os resultados das trajetórias obtidas.

Tabela 13 – Parâmetros de entrada do teste 1 do ACAS

Aeronave	Posição Inicial (m) (x,y,z)	V _{TAS} (kt)	Proa Inicial
Aeronave 1	(0,10000,10000)	400	90°
Aeronave 2	(10000,0,10000)	400	0°

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Observa-se que as aeronaves evitaram efetivamente uma colisão, visto que a manobra ocorreu de maneira bem sucedida e a menor distância registrada entre as aeronaves foi de cerca de 3 km (Figura 56). Apesar de que essa distância pareça ser grande, vale lembrar que para uma aeronave a 400 nós percorre essa distância em pouco menos de 15 segundos.

Figura 55 – Trajetória das aeronaves no teste 1 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 56 – Distância entre as aeronaves no teste 1 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

TESTE 2 – DIFERENÇA SUPERIOR A 90° ENTRE AS PROAS

A Tabela 14 mostra os parâmetros de entrada para o teste proposto e a Figura 57 apresenta os resultados das trajetórias obtidas.

Tabela 14 – Parâmetros de entrada do teste 2 do ACAS

Aeronave	Posição Inicial (m) (x,y,z)	V _{TAS} (kt)	Proa Inicial
Aeronave 1	(0, 0,10000)	400	45°
Aeronave 2	(10000,0,10000)	400	315°

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

A potencial colisão entre as aeronaves foi evitada, sendo que a distância mínima de aproximadamente 3 km foi novamente observada (Figura 58).

Figura 57 – Trajetória das aeronaves no teste 2 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 58 – Distância entre as aeronaves no teste 2 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

TESTE 3 – DIFERENÇA INFERIOR A 90° ENTRE AS PROAS

A Tabela 15 mostra os parâmetros de entrada para o teste proposto e a Figura 59 apresenta os resultados das trajetórias obtidas.

Tabela 15 – Parâmetros de entrada do teste 3 do ACAS

Aeronave	Posição Inicial (m) (x,y,z)	V _{TAS} (kt)	Proa Inicial
Aeronave 1	(0,10000,10000)	400	130°
Aeronave 2	(0,0,10000)	400	50°

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

A potencial colisão entre as aeronaves foi evitada, sendo que a distância mínima de aproximadamente 3 km foi novamente observada (Figura 60). A aparente assimetria entre as manobras de desvio de rota da Figura 59 se deve a diferença entre as escalas dos eixos horizontais e verticais (que por sua vez, dependem da proporção da área de plotagem do gráfico).

Figura 59 – Trajetória das aeronaves no teste 3 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 60 – Distância entre as aeronaves no teste 3 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

TESTE 4 – VOO PARALELO, A DISTÂNCIA INFERIOR A DE SEPARAÇÃO.

A Tabela 16 mostra os parâmetros de entrada para o teste.

Tabela 16 – Parâmetros de entrada do teste 4 do ACAS

Aeronave	Posição Inicial (m) (x,y,z)	V _{TAS} (kt)	Proa Inicial
Aeronave 1	(0,8000,10000)	400	0°
Aeronave 2	(0,0,10000)	400	0°

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

O algoritmo adotado falhou em fazer com que o conflito de perda de separação não fosse resolvido, apesar de não haver colisão. Tendo sido detectada a perda de separação (menor que 9000 m), as aeronaves assumiram comportamentos iguais (virar 45° à esquerda) mantendo a distância entre as aeronaves (no caso, 8000 m) constante. Nesse caso, bastaria que uma delas desviasse 1 km da outra aeronave para que a separação horizontal entre as mesmas fosse maior do que a mínima permitida. Em (PARK; OH; TAHK, 2008), além de uma distância mínima (denominada PCA – *Point of Closest Approach*), apenas uma das aeronaves desvia da sua rota para evitar a colisão, evitando o problema detectado conforme algoritmo apresentado em Tomlin et al. (1998). O estudo do modelo de (PARK; OH; TAHK, 2008) pode ser objeto de uma pesquisa futura

TESTE 5 – VOO EM ROTA DIRETA DE COLISÃO (DIFERENÇA DE 180°)

A Tabela 17 mostra os parâmetros de entrada para o teste proposto e a Figura 61 apresenta os resultados das trajetórias obtidas.

Tabela 17 – Parâmetros de entrada do teste 5 do ACAS

Aeronave	Posição Inicial (m) (x,y,z)	V _{TAS} (kt)	Proa Inicial
Aeronave 1	(5000,10000,10000)	400	180°
Aeronave 2	(5000,0,10000)	400	0°

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

A potencial colisão entre as aeronaves foi evitada (o que ocorreria em torno de 22,5 s caso não houvesse o ACAS), sendo que a distância mínima foi reduzida para pouco menos de 2 km (como mostra a Figura 62), o que pode ser esperado em decorrência da velocidade de aproximação entre as aeronaves ser a maior possível. Vale comentar que, diferencialmente do teste anterior, o algoritmo de (PARK; OH; TAHK, 2008) teria mais dificuldades em resolver tal conflito.

Figura 61 – Trajetória das aeronaves no teste 5 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 62 – Distância entre as aeronaves no teste 5 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

TESTE 6 – AERONAVES NA MESMA PROA COM VELOCIDADES DIFERENTES

A Tabela 18 mostra os parâmetros de entrada para o teste proposto e a Figura 63 apresenta os resultados das trajetórias obtidas.

Tabela 18 – Parâmetros de entrada do teste 6 do ACAS

Aeronave	Posição Inicial (m) (x,y,z)	V _{TAS} (kt)	Proa Inicial
Aeronave 1	(5000,7000,10000)	250	0°
Aeronave 2	(5000,0,10000)	400	0°

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Ainda que o algoritmo tenha realmente evitado a colisão, como pode ser visto na Figura 64, na qual a menor distância não chega a zerar (por evitar a colisão), o seu

tempo total de execução foi de cerca de 10 minutos (600 s), aproximadamente três vezes mais que no teste 3, que corresponde a maior duração temporal até então. Vale ressaltar que em pesquisas futuras pode-se abordar a questão de em que distância de separação já se pode considerar como acidente.

Figura 63 – Trajetória das aeronaves no teste 6 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Assim como no teste 4, as aeronaves assumem comportamentos iguais, seguindo rotas similares. No entanto, esse teste só acabou por causa da diferença entre as velocidades, retardando a resolução do conflito. Nesse caso, uma simples manobra de ultrapassagem entre as aeronaves poderia ter resolvido o problema, sendo necessária uma modificação na unidade de controle do ACAS, conforme adotado em (PARK; OH; TAHK, 2008).

Figura 64 – Distância entre as aeronaves no teste 6 do ACAS

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

O estudo direcionado para qual o melhor algoritmo em função do cenário de conflito a ser resolvido pode ser objeto de futuras pesquisas.

4.2.3 Espaço Aéreo

O Espaço Aéreo representa o ambiente onde as aeronaves trafegam. É caracterizado pela Estrutura de Rotas: paralelas ou não paralelas, unidirecionais ou bidirecionais; pelo valor e frequência com que a Separação Mínima é aplicada; por sua Complexidade, tais como, demanda de tráfego (de pico e média), característica do tráfego (tráfego oposto, subindo, entre outros), números de cruzamento, características da população de aeronaves, capacidade das pistas de pouso e decolagem e dos serviços prestados, condições meteorológicas, entre outros; e pela classificação designada ao espaço aéreo (DECEA, 2013b).

No modelo computacional desenvolvido, o elemento Espaço Aéreo foi desenvolvido de forma a encapsular os subsistemas da aeronave (dinâmica de voo) e do piloto automático.

4.2.3.1 Programação do modelo do Espaço Aéreo

Para que duas aeronaves distintas sejam simuladas, originalmente pensou-se em alimentar uma instância do arquivo **modeloAeronave.vi** com um *array* contendo os dados necessários a várias aeronaves. Essa solução não foi seguida, pois se entendeu que a criação de um *array* com vários tipos de clusters (estrutura utilizada para os modos e fases da aeronave, por exemplo) seria demasiadamente complexa. Apesar de que esse procedimento permitiria que várias aeronaves fossem simuladas, o objetivo presente desta pesquisa foi de analisar apenas duas aeronaves em rotas de conflito. Assim sendo, em termos de interface, os controles utilizados no **Simulador de Aeronave Controlada por AP.vi** foram replicados.

Ainda em termos de controle, como seria necessário controlar uma segunda aeronave através de um painel, a visualização do espaço aéreo ficou a cargo de outro VI (**VisualizaçãoEspaçoAéreo.vi**). A simulação do Módulo de Espaço Aéreo, em decorrência desse tipo de configuração, é consideravelmente facilitada, caso o computador no qual ele esteja sendo executado, disponha de dois monitores, visto que cada um dos VIs pode ser mostrado em uma tela própria para cada aeronave.

O piloto automático e o controle de seleção de proa foram implantados de maneira análoga ao **Simulador de Aeronave Controlada por AP.vi**, contando com um indicador de proa personalizado (com uma agulha verde representando a proa desejada e uma vermelha representando a proa atual, como na Figura 65) e com um seletor rotativo para a proa.

Figura 65 – Indicador de proa e seletor de proa para o piloto automático

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Inicialmente, o módulo piloto automático encontrava-se dentro do módulo da aeronave (em outras palavras, a chamada dos Vis relacionados com o piloto automático era feita dentro do arquivo `modeloAeronave.vi`). O uso dessa abordagem causou alguns problemas de funcionamento quando as aeronaves foram instanciadas dentro do mesmo loop, sendo que o piloto automático respondia apenas aos comandos da aeronave cujo ângulo de proa do AP variava, sendo que mesmo essa resposta era incorreta para ambas.

Os problemas em questão foram corrigidos com uma adaptação do modelo de piloto automático e do modelo da aeronave, que consistiu da criação de um VI que encapsulou duas malhas de controle, sendo uma para cada aeronave. O modelo da aeronave, ao invés de contar com uma instância do piloto automático, recebe diretamente o valor do ângulo de rolagem (Φ) a ser aplicado. A aparente falha no controle da aeronave, por sua vez, serviu de pretexto para a criação de um modo manual, no qual o ângulo de rolagem das aeronaves pode ser configurado diretamente. Essa característica possibilita realizar simulações com *Human-In-the-Loop*.

Estando o processamento de trajetória e controle de proa de ambas as aeronaves funcionais, foi implantado também uma sinalização de perda de separação e colisão simplificada. Caso ocorra perda de separação horizontal ou colisão propriamente

dita, alertas visuais presentes tanto no **Simulador de Espaço Aéreo.vi** e no **VisualizaçãoEspaçoAéreo.vi** são acionados, como pode-se observar na Figura 66.

Figura 66 – Alertas visuais de ocorrência de uma colisão e de perda de separação

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Ao total, foram usados 9 VIs para a implantação do Simulador de Espaço Aéreo. A Figura 67 mostra o diagrama final de hierarquia de VIs, os quais são descritos na Tabela 19.

Figura 67 – Diagrama final de hierarquia de Vis

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Tabela 19 – Relação de VIs utilizados no modelo de Espaço Aéreo

Símbolo	Nome do VI	Descrição
aeronaveBloqueado-SemAP.vi	O arquivo recebe o ângulo de rolagem (ϕ) como parâmetro, modificação feita depois da resolução do conflito do piloto automático citado anteriormente.
VisualizaçãoEspaçoAéreo.vi	VI responsável por receber e exibir as informações posicionais (junto com alertas de perda de separação e colisão) das aeronaves inseridas no Espaço Aéreo Simulado.
ControleProa-PID-2Slots.vi	Adaptação feita a partir do modelo de piloto automático previamente descrito. A partir de uma estrutura de <i>arrays</i> , a malha de controle do ângulo de proa (ψ) foi duplicada.
ProcessadorDiferencaAngular.vi	O VI em questão processa a diferença angular entre a proa desejada e a atual e envia o resultado para os controles de proa. O seu objetivo é evitar situações nas quais a aeronave faça uma curva para o lado errado (por exemplo, uma aeronave que está com 40° de proa virar no sentido horário ao invés do anti-horário para alcançar a proa 320°) ou mesmo processe adequadamente a singularidade presente entre 359° e 0° (variação abrupta do ângulo de proa). Ele é utilizado por ambos os modelos de controle de proa.
AlertaPerdaSeparacaoControl.ct1	VI que emite o aviso de perda de separação no painel de controle do modelo computacional.
AlertaColisaoControl.ct1	VI que emite o aviso de colisão no painel de controle do modelo computacional.
MedidorDistancia.vi	VI responsável por calcular a distância entre pontos descritos na forma (x, y, z), com coordenadas retangulares de acordo com a equação $d = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2}$
ParadaSimulacao.vi	Bloco responsável por interromper a simulação. A simulação é interrompida caso a aeronave entre em estol ou se o número total de pontos for plotado.

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.3.2 Testes do modelo do Espaço Aéreo

O sistema desenvolvido possui duas interfaces principais. A primeira, da Figura 68, representa o painel de controle do Simulador de Espaço Aéreo, e a segunda é a tela de visualização do espaço aéreo simulado (Figura 69).

No topo, podem ser observados os alertas de colisão e de perda de separação. Simetricamente, o painel de controle de cada aeronave conta com um espaço próprio para a configuração dos dados iniciais de simulação, modos de voo, além de um mostrador de proa atual *versus* proa configurada do AP, o seletor para configurar a proa do AP e os switches para alternar entre o modo manual de controle do ângulo de rolagem (que conta com um seletor próprio, assim como o seletor de proa do AP) e o piloto automático.

O modo de controle de proa é descrito brevemente abaixo:

- Se o switch do AP estiver acionado, ele controla a proa através da variação do ângulo de rolagem, que por sua vez é determinado pelo PID.
- Caso o switch do AP estiver desativado,
 - Se o switch do modo manual estiver acionado, o controle da proa se dá através da variação do ângulo de rolagem, executada através do seletor rotativo próprio.
 - Caso o switch do modo manual estiver desativado, as condições iniciais citadas serão tomadas como padrão, mantendo a proa inicial.

Os dados processados pelo Simulador de Espaço Aéreo são enviados a outro VI, responsável por exibir o trecho de espaço aéreo simulado (**VisualizaçãoEspaçoAéreo.vi**), exibido na Figura 69. Conforme anteriormente mencionado, o uso de dois monitores (um para o painel de controle e o outro para a tela de visualização) torna mais amigável o uso do simulador.

Figura 68 – Painel de controle do Simulador de Espaço Aéreo

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 69 – Tela de visualização do espaço aéreo simulado

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.4 Sistema de Comunicação

O sistema de comunicação considerado para o desenvolvimento do modelo computacional proposto está baseado em comunicação por voz via rádio VHF entre aeronave e controle de solo. Este tipo de comunicação pode ser afetado por atrasos, por sua integridade (devido a erros relacionados à falta de compreensão), pela taxa de perda de transmissões (por colisão, devido ao canal ser *half-duplex*) e disponibilidade (VISMARI, 2007).

A função principal desse elemento é de enviar as instruções, de correção de rota, do controlador de tráfego aéreo (ATCo) ao piloto na respectiva aeronave, a fim de evitar a perda de separação das mesmas ou até mesmo uma eventual colisão entre elas.

No modelo desenvolvido, somente um controlador será responsável pela verificação do setor do espaço aéreo onde as aeronaves se encontram. Assim, diferenças de tempo por conta de comportamento (por se tratar de diferentes indivíduos) no que se refere à transmissão das instruções podem ser desprezadas.

4.2.4.1 Programação do modelo do Sistema de Comunicação

A modelagem do sistema de comunicação está baseada nos atrasos introduzidos no tráfego de informação entre as aeronaves e o controle de solo. Assim, a implantação desse elemento foi incorporada ao simulador como parâmetro de atraso (latência).

4.2.5 Controlador de Tráfego Aéreo (ATCo)

De modo geral, o Controlador de Tráfego Aéreo (ATCo) tem por função garantir a separação entre aeronaves, monitorando a operação do tráfego, prevendo conflitos e atuando sobre a trajetória das mesmas de forma a solucionar eventuais conflitos detectado. Por questões de simplificação, o modelo de ATCo desenvolvido não considera características de predição de conflitos (predição de trajetórias e de conflitos futuros), ele apenas detecta e resolve conflitos.

No modelo desenvolvido, o ATCo tem a função de monitorar o espaço aéreo através das informações de posição das aeronaves fornecidas pelo sistema de Vigilância. O ATCo detecta um conflito e inicia o processo de resolução do mesmo quando a distância horizontal entre duas aeronaves (A_1 e A_2), observada por meio do sistema de vigilância (alvos na tela do 'radar'), violar a separação mínima estabelecida, ou seja, quando a condição da equação (10) for satisfeita.

$$|P_{VIG_{A1}}(t) - P_{VIG_{A2}}(t)| < D_{min} \quad (10)$$

Para fins de comparação entre os sistemas de vigilância baseados tanto em ADS-B como radar (considerando um ATCo enviando comandos através de enlace de rádio), foi necessário implantar também um modelo que corresponda ao comportamento de um ATCo, impondo atrasos relacionados ao processo de resolução de conflitos por parte de seres humanos (p.ex., tempos para decisão, percepção e transmissão de procedimentos de resolução).

A influência desses atrasos pode ser ilustrada com uma série de registros de acidentes ou mesmo incidentes nos quais ocorreu a perda de separação entre duas aeronaves. Por exemplo, na colisão entre um Boeing 757 e um Tupolev TU-154M próximo a Üeberlingen, ocorrida em 2002 e que acarretou na morte de todos os ocupantes de ambas as aeronaves, um dos fatores apontados pelo BFU (2004) foi a falha por parte do ATCo²³ responsável em perceber a perda de separação em tempo hábil.

4.2.5.1 Programação do modelo do ATCo

Tendo em vista a existência de uma sequência de procedimentos a serem adotados, optou-se por desenvolver uma máquina de estados em LabVIEW. Os estados utilizados para descrever o ATCo foram **INICIAL**, **AGUARDAR_DETECCAO**, **DECISAO**, **COMUNICACAO** e **FINAL**. A transição entre os estados, excetuando-se a transição entre o **AGUARDAR_DETECCAO** e o **DECISAO**, ocorre através da temporização de um ciclo, sendo **T_DECISÃO** igual a 3 s, conforme (VISMARI,

²³ Vale observar que falhas sistêmicas relacionadas a função do ATCo também concorreram para a ocorrência do acidente, por exemplo, apenas um ATCo coordenava o tráfego aéreo na região, enquanto deveriam haver dois.

2007), e **T_COMUNICACAO** amostrado a partir de uma normal, adotando os parâmetros citados em (VISMARI, 2007). O diagrama da máquina de estados resultante pode ser observado na Figura 70

Com o intuito de tornar o modelo mais completo para futura integração ao ambiente PIP-E-SEC (APÊNDICE A), foram desenvolvidas duas alternativas de comportamento esperado pelo ATCo. Na primeira, a variável **T_DETECCAO** é amostrada de maneira análoga a **T_COMUNICACAO**, pois ela é descrita também como uma distribuição de probabilidade normal através da multiplicação da distribuição relativa a comunicação pelo inverso da disponibilidade do controlador. Essa abordagem, em que o ATCo não consegue prever conflito, faz com que a média de tempo de detecção do conflito seja aproximadamente igual a 32 s (VISMARI, 2007), o que permitiria a colisão entre as aeronaves em praticamente todos cenários de conflito, antes que o ATCo comunicasse o procedimento de resolução do mesmo.

Desta maneira, criou-se um modelo alternativo para a ‘atenção’ do ATCo. Sorteando-se um número aleatório de 0 a 1. Caso esse número seja menor que 0,7, (VISMARI, 2007) entende-se que ele está observando a tela (fazendo com que um eventual conflito detectado seja por ele percebido) ativando a transição do estado **AGUARDAR_DECISAO** para o **DETECCAO**. Ainda por fins de realismo²⁴, a atenção é atualizada a cada segundo no tempo de simulação (p.ex., para um intervalo de tempo de simulação de 0,1 s, o estado de atenção é alterado a cada dez iterações). O VI responsável por esse comportamento é o **ChaveadorConflito.vi**.

²⁴ A taxa de atualização foi arbitrada em 1 s para evitar maiores problemas com o intervalo de tempo adotado na simulação. Caso esse raciocínio fosse aplicado a cada iteração, o ATCo ‘desviaria’ seu olhar da tela por 100 ms, o que não modela adequadamente um ser humano.

Figura 70 – Diagrama da máquina de estados do comportamento do ATCo

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

A hierarquia dos VIs envolvidos para o comportamento do ATCo pode ser vista na Figura 71, seguida de uma breve legenda gráfica explicando o significado e função de cada VI (Tabela 20).

Figura 71 – Hierarquia de VIs do ATCo

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Tabela 20 – Relação de VIs utilizados no modelo do ATCo

Símbolo	Nome do VI	Descrição
ATCo.vi	Encapsula a máquina de estados que corresponde ao comportamento do ATCo. A sua saída aciona o ACAS quando a máquina se encontra no estado FINAL , utilizando os programas descritos na seção 4.2.2.2 para que o conflito seja propriamente resolvido. Tem como entradas o tempo total da simulação e o intervalo de tempo simulado, além do sinal indicador de conflito (é importante lembrar que o conflito deve ser medido com base no sistema vigiado). A sua saída é o sinal indicador de resolução de conflito.
GeradorTemposATCo.vi	Responsável por gerar, de acordo com os padrões especificados, os valores de tempo entre as transições dos estados.
ChaveadorConflito.vi	Responsável por simular a 'atenção' do ATCo, em conformidade com os parâmetros especificados por Vismari (2007)

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.6 Sistema de Vigilância

Os modelos propriamente ditos, tanto do ADS-B como do Radar, foram obtidos a partir de (VISMARI, 2007), tendo sido feitas algumas adaptações visando refinar o modelo do radar, aproximando, ainda mais, seu comportamento da realidade, como também adaptar o comportamento do ADS-B, acrescentando o erro de posicionamento conforme comportamento do sistema GNSS, avaliado na seção 2.4.

Partindo-se dos modelos supracitados, algumas adaptações foram feitas que consistiram em determinar as distribuições de probabilidade a partir dos estudos realizados detalhados na seção 2.4 (utilizado na geração de tempos de espera de comunicação do ADS-B e nas estimativas do erro radial do GNSS).

À priori, como algumas das variáveis só eram especificadas por níveis de confiança e faltavam dados para que distribuições adequadas aos contextos delas fossem encontradas, utilizou-se uma distribuição exponencial, sendo que seu parâmetro de escala foi extraído a partir da substituição dos valores de desempenho de funcionamento (maior ou menor degradação) na função de densidade de probabilidade acumulada.

Por exemplo, sabe-se que a função densidade de probabilidade acumulada da distribuição exponencial é da forma apresentada na equação (11).

$$f(x) = 1 - e^{-\lambda x} \quad (11)$$

Tomando para fins de demonstração (equações de (12) a (15)) uma variável cujo valor fosse inferior a 10 em 99% do tempo, efetuam-se as devidas substituições para obter o valor do parâmetro de escala λ .

$$0,99 = 1 - e^{-\lambda \cdot 10} \quad (12)$$

$$0,01 = e^{-\lambda \cdot 10} \quad (13)$$

$$-\lambda \cdot 10 = -4,60517 \quad (14)$$

$$\lambda = 0,460517 \quad (15)$$

Em linhas gerais, os valores encontrados superam, em termos quantitativos, os esperados para a média dos valores reais amostrados na seção 2.4. Aproveitou-se essa aproximação majorada para que uma situação de funcionamento degradado do sistema fosse simulada.

De posse dos dados obtidos nos estudos do comportamento do GNSS (detalhados na seção 2.4), introduziu-se no VI, correspondente ao sistema de vigilância, a função que proporciona que o erro adicionado à posição de cada uma das aeronaves se comportasse conforme a distribuição de probabilidade equivalente a função gama (equação (16))

$$Gama(\alpha, \beta) \Rightarrow p(x|\alpha, \beta) = \frac{\beta^\alpha}{\Gamma(\alpha)} x^{\alpha-1} e^{-\beta x}, \quad x > 0 \quad (16)$$

Os valores de esperança e variância guardam as seguintes relações com os respectivos parâmetros α e β da função gama (equações (17) e (18)). Os valores obtidos nas análises estatísticas para cada um dos cenários de teste encontram-se no APÊNDICE C.

$$\mu = E(X) = \frac{\alpha}{\beta} \quad (17)$$

$$\sigma^2 = V(X) = \frac{\alpha}{\beta^2} \quad (18)$$

Vale ressaltar que, apesar de contemplar ambos os sistemas, radar e ADS-B, somente o último será aplicado aos cenários de teste descritos no próximo capítulo. Isso, como mencionado anteriormente, tem o intuito de desenvolver um modelo com características mais abrangente de modo a permitir, futuramente, integrá-lo a PIP-SEC. Para fins de simplificação, os tempos de amostragem e latência são somados, sendo essa soma considerada como um atraso no momento de se obter a posição vigiada. Os cenários adotados foram elaborados partindo-se de premissas pessimistas considerando-se o comportamento do GNSS adotado para tal.

4.2.6.1 Programação do modelo do Sistema de Vigilância

Em termos de implementação, o Sistema de Vigilância consiste de um seletor, que permite escolher entre qual sistema de vigilância usar (ADS-B e Radar) e a possibilidade de não o utilizar. A hierarquia dos componentes pode ser observada na Figura 72, que representa a hierarquia presente entre os VIs.

Figura 72 – Hierarquia de VIs do Sistema de Vigilância

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

A Tabela 21 mostra o nome dos arquivos referentes a cada ícone.

Tabela 21 – Relação de VIs utilizados no modelo do Sistema de Vigilância

Símbolo	Nome do VI	Descrição
SistemaVigilancia.vi	Tem por objetivo abstrair o conceito de sistema de vigilância, centralizando os subsistemas de vigilância por radar e via ADS-B.
SimuladorVigilanciaADSB.vi	Sistema que compreende a simulação do comportamento do ADS-B, utilizando seus subsistemas para processar o erro de posição e os tempos de amostragem e latência.

Continua

Continuação

Símbolo	Nome do VI	Descrição
SimuladorVigilanciaRadar.vi	Sistema que encapsula o funcionamento de um radar, usando seus subcomponentes para simular o efeito da latência e a varredura do espaço aéreo por um radar.
Radar.vi	Simula o comportamento mecânico de um radar, contando com um ângulo de fase (que representa a posição angular da antena) atualizado conforme o decorrer da situação. Injeta os erros de posicionamento decorrentes do equipamento, de acordo com as distribuições de probabilidade previamente estabelecidas. Por padrão, o radar encontra-se na origem do sistema de coordenadas (ponto (0,0)).
ADS-B.vi	Simula o comportamento de um receptor ADS-B (considerando os tempos de atraso de transmissão) e injeta os erros de posicionamento advindos do GPS de acordo com as distribuições de probabilidade previamente estabelecidas.
ControleEstadoVigilancia.vi	Máquina de estados simplificada responsável por simular o efeito da latência e da amostragem de posição na simulação. Utilizada tanto pelo Radar como pelo ADS-B, sendo mudadas apenas algumas constantes no arquivo.
ConversorRadarRangeAzimute.vi	Efetua a conversão de volta para coordenadas cartesianas da posição amostrada pelo radar, inserindo assim na simulação os erros do equipamento.
CalculadoraAzimute.vi	Calcula, em função da posição real da aeronave, o ângulo de azimute a ser considerado pelo radar.
CalculadorRange.vi	Calcula, em função da posição real da aeronave, o intervalo a ser considerado pelo radar.
GeradorConstantesTempo.vi	Gera os valores a serem adotados pelo ADS-B como tempos de latência e de amostragem.
GeradorErroGPS.vi	Gera os valores dos erros latitudinais e longitudinais de posicionamento decorrente do GPS.

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

4.2.6.2 Testes do modelo do Sistema de Vigilância

A Figura 73 mostra uma simulação do cenário de testes padrão, tendo sido adotado o ADS-B como sistema de vigilância. É importante observar que, por mais que os pontos referentes à posição vigiada estejam praticamente de acordo com a posição real, a escala do erro ajuda a mascarar essas discrepâncias (em outras palavras, com a devida aproximação, é possível observar a distância entre a posição vigiada e a rota verdadeira).

Figura 73 – Tela de simulação do sistema de vigilância com o uso do ADS-B

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

A aleatoriedade determinada pelos tempos de amostragem e latência do ADS-B podem ser observadas no espaçamento não tão uniforme entre os pontos referentes à posição vigiada.

A Figura 74 mostra também uma simulação do cenário de testes padrão, tendo sido adotado o RADAR como sistema de vigilância. Em vista dos maiores valores de erro especificados para o radar, torna-se mais visível a discrepância entre a posição real e a vigiada.

Figura 74 – Tela de simulação do sistema de vigilância com o uso do Radar

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Pode-se perceber na Figura 74 um espaçamento mais uniforme entre os pontos, o que reflete os tempos de amostragem e de latência mais determinísticos do radar.

4.3 SISTEMA DE SENSORIAMENTO E GRAVAÇÃO DE DADOS

Após o desenvolvimento dos módulos e componentes necessários para a simulação do espaço aéreo e demais entidades relacionadas, foram feitas modificações em todo o programa para que os dados, por ele fornecidos, permitisse sua respectiva análise, da mesma forma utilizada por Vismari (2007) em trabalho prévio.

Tendo em vista que as informações da simulação a serem utilizadas seriam gravadas ao mesmo tempo, foram centralizados os componentes responsáveis por fazer essas medições em um mesmo VI, tanto para fins de facilidade de entendimento como também para evitar maiores problemas de concorrência entre os demais VIs.

Com base nisso, desenvolveu-se o Sistema de Sensoriamento, que tem como subcomponentes os sensores e o sistema Gravador de Dados.

O sistema de sensoriamento foi dividido em duas partes. A primeira, composta pelos sensores, é responsável por colher as medidas através das entradas e saídas fornecidas pelos outros componentes do simulador final. A segunda é composta pelo sistema Gravador de Dados, que centraliza as funções necessárias para que os dados obtidos sejam gravados em um arquivo CSV.

4.3.1 Sensores

Os sensores desenvolvidos utilizam alguns VIs comuns (a depender da variável a qual eles se destinam). Essa prática foi adotada devido às métricas definidas por Vismari (2007), e que são igualmente implantadas neste presente estudo. Essas métricas foram baseadas em cronometragem de intervalos de tempo e contagem de eventos. Com isso, foram criados dois tipos de cronômetros e um contador. As variáveis de entrada dos sensores são alimentadas a partir das entradas do VI **SistemaSensoriamento**, que por sua vez são recebidas a partir de diversos componentes do simulador final.

Além das métricas previamente especificadas, foram implantadas duas métricas adicionais para estudar parâmetros relacionados à integridade dos dados posicionais, ambas baseadas no conceito do NIC (*Navigation Integrity Category*). Esse índice é relacionado ao erro proveniente do sistema de posicionamento (no caso, o GNSS), e deve assumir um valor superior a 7 para que o ADS-B possa ser utilizado (FAA, 2015).

4.3.2 Gravador de Dados

A gravação dos resultados é feita em um arquivo CSV (*Comma Separated Values*). Nesse arquivo, os dados referentes a uma rodada são armazenados em uma linha, enquanto que os valores correspondentes, aos medidos pelos sensores, são armazenados em uma coluna.

No começo da execução do programa, grava-se a primeira linha do arquivo CSV (através do arquivo **GravadorHeader.vi**, que grava o Header a partir do arquivo **ConstantesGravadorArquivos.vi**), que servirá de cabeçalho. Ao final de cada iteração são gravados os valores obtidos pelos sensores previamente descritos.

Esse sistema registrará os dados das simulações dos diferentes cenários propostos e que serão detalhados na próxima seção.

4.3.3 Programação do Sistema de Sensoriamento

Na Figura 75 pode-se observar a hierarquia dos VIs (incluindo tanto os sensores como os Vis auxiliares) e cujas descrições encontram-se na Tabela 22.

Figura 75 – Diagrama de Hierarquia de VIs do Sistema de Sensoriamento

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Tabela 22 – Relação de VIs utilizados no modelo do Sistema de Sensoriamento

Símbolo	Nome do VI	Descrição
SistemaSensoriamento.vi	VI que encapsula os demais VIs de acordo com a hierarquia apresentada na Figura 75
Teste4311.vi	Avalia o tempo pelo qual a aeronave permanece a menos de 3,5 NM, 3 NM e 2,5 NM.
ExposicaoPerdaSeparacao.vi	Mede o tempo pelo qual a aeronave permaneceu em um evento de perda de separação (conforme limite horizontal de separação previamente especificado).
Teste4313.vi	Conta o número de conflitos apresentados ao ATCo antes que este intervenha no sistema, aplicando as medidas para a resolução de conflito de perda de separação.
Teste4314.vi	Indica se um evento de perda de separação foi apresentado ao ATCo ou não.
Teste4315.vi	Mede o tempo entre a detecção de um evento de perda de separação no sistema real e a sua detecção pelo ATCo.
Teste4316.vi	Mede o tempo entre a ocorrência de um evento de perda de separação no sistema real e a apresentação do devido conflito para o ATCo via sistema de vigilância.
TesteNumeroEventosNIC.vi	Desenvolvido como uma nova métrica, esse sensor mede o número de vezes nas quais a categoria NIC da posição da aeronave era inferior ao limiar especificado (por padrão, 7).
TestePioresValoresNIC.vi	Desenvolvido como uma nova métrica, esse sensor mede o pior NIC registrado para as aeronaves durante uma rodada.
CronometrolCH.vit	Mede, de acordo com o tempo da simulação, o tempo no qual um sinal de entrada permanece ativado. Caso a entrada reset seja acionada, o tempo medido é zerado.

Continua

Continuação

Símbolo	Nome do VI	Descrição
Cronometro2CH.vit	Mede, de acordo com o tempo da simulação, o tempo entre o acionamento de dois sinais (a ordem de acionamento não é levada em consideração). Para isso, é utilizada uma máquina de estados, que retorna ao seu estado inicial (zerando as leituras obtidas) caso a entrada Reset seja acionada.
Contador.vit	Conta com três sinais de entrada – Reset, Seta1SeNulo e Incrementar1. Caso o sinal Reset esteja ativo, a contagem é zerada. Caso contrário, soma-se 1 ao valor do contador caso o sinal Incrementar1 esteja acionado. Para atender a métrica de contagem de eventos de perda de separação, a entrada Seta1SeNulo muda o valor de contagens para 1 caso ele seja nulo ²⁵ .
ConstantesGravadorArquivos.vi	Além de armazenar o cabeçalho, também armazena o local de gravação do arquivo.
GravadorLinhaIteracao.vi	Responsável por gravar os valores obtidos pelos sensores. Acionado ao final da iteração.
MedidorDistancia.vi	Conta com três sinais de entrada – dois vetores de posição, correspondentes a cada uma das aeronaves e o limite de perda de separação. Retorna tanto a distância entre as aeronaves (em módulo) como também indicadores que atestam a ocorrência de eventos de perda de separação e colisões (fixadas como um evento onde a distância é inferior a 40m).

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

²⁵ Esse procedimento se faz necessário, pois ao menos uma detecção de perda de separação é necessária para que os procedimentos de resolução de conflito sejam executados.

5 CENÁRIOS E MÉTRICAS DE TESTES

Este capítulo visa descrever diferentes cenários que são utilizados para simulação do sistema de controle de tráfego aéreo baseado em ADS-B com a introdução dos novos parâmetros para avaliação da integridade da informação provida pelo GNSS.

Anteriormente foram apresentadas as novas características adotadas para o modelo computacional proposto além dos procedimentos adotados para adaptação do mesmo à linguagem gráfica (LabVIEW). Além das modificações na linguagem de programação e ferramenta de simulação, o modelo proposto traz aperfeiçoamentos nas características de obtenção do posicionamento vigiado das aeronaves, a partir do estudo descrito na seção 2.4. Com isso, para a avaliação desse novo modelo são consideradas tanto as métricas empregadas anteriormente no estudo desenvolvido por Vismari (2007) como métricas para avaliação dos novos parâmetros introduzidos. As novas métricas visam avaliar a qualidade da informação de vigilância apresentada ao controlador de tráfego, e que está diretamente relacionada com a integridade da informação exibida pelo sistema de vigilância aeronáutica.

Essa abordagem baseia-se no método de avaliação de risco (Método Absoluto-Relativo descrito na seção 3.1.3) uma vez que estabelece uma comparação qualitativa e quantitativa entre cenários, sendo um deles o cenário de referência (ou legado) e os demais, cenários propostos (ou de teste). Como previamente mencionado, em Vismari (2007), a comparação se deu entre um sistema de controle de tráfego aéreo (ATC) baseado na tecnologia radar, o cenário de referência, e outro na tecnologia ADS-B, o cenário proposto. Sendo o objetivo deste estudo ser uma evolução do trabalho supracitado, o foco está em avaliar o impacto dos novos parâmetros dentro de um ambiente de controle de tráfego aéreo baseado no novo conceito ATM Global. Assim, o cenário considerado como referência nesta pesquisa equivale àquele que fora adotado como o proposto em Vismari (2007), isto é, o sistema de controle de tráfego aéreo baseado em vigilância ADS-B, mas que não considera parâmetros de integridade do GNSS na informação transmitida. Os cenários propostos que serão comparados a esse também estão baseados em tecnologia de vigilância ADS-B, porém apresentam o novo comportamento do GNSS considerando os parâmetros de integridade.

Nos cenários avaliados, os parâmetros de entrada, referente ao comportamento verificado, são modificados de forma a representar situações degradadas do GNSS, variando-se os parâmetros inerentes ao seu comportamento (distribuição de probabilidade) do erro radial, representando, desta forma, situações tais como diminuição no número de satélites enxergados pelas aeronaves e/ou degradação dos sinais lidos devido a fenômenos atmosféricos. Falhas dessa natureza interferem diretamente na integridade da informação de localização das aeronaves no ATM Global.

O modelo desenvolvido é bastante abrangente, permitindo a configuração de inúmeros cenários possíveis para simulação. A título de exemplo de configuração alternativa, têm-se praticamente quaisquer outras manobras e rotas em cruzeiro, desde que na mesma altitude. Os pontos iniciais das aeronaves podem ser configurados e pode-se até mesmo atuar nos controles de direção das mesmas durante a execução das simulações.

Outra possibilidade para configuração de cenário seria alterar o comportamento do controlador de tráfego aéreo (ATCo). São dois comportamentos possíveis para o controlador (ATCo). O primeiro (similar ao desenvolvido por Vismari (2007)) no qual o tempo de disponibilidade de um controlador de tráfego possui comportamento modelado como uma distribuição de probabilidade normal com esperança de 31,53 s e desvio padrão de 4,95 s. No modelo alternativo de ATCo, modela-se o comportamento de 'atenção' do controlador. Nele sorteia-se um número aleatório de 0 a 1 o qual é utilizado de parâmetro de entrada para a máquina de estados de comportamento do ATCo. Caso esse número seja menor que 0,7, entende-se que o ATCo está observando a tela, fazendo com que um eventual conflito detectado seja por ele percebido, ativando as respectivas transições na máquina de estados.

O modelo computacional permite também a seleção do tipo de sistema de vigilância a ser utilizado. Pode-se escolher entre Radar e ADS-B. Os parâmetros de cada um podem ser configurados dentro das caixas de seleção e texto do painel de controle, como mencionado anteriormente. O comportamento desses modelos é diretamente afetado pelo comportamento do GNSS selecionado. O próprio modelo do GNSS pode apresentar comportamento de acordo com a distribuição gama, previamente referida, ou de acordo com uma distribuição exponencial. Essa pode ser vista como

um caso especial e mais extremo da distribuição gama. Essa opção pode ser empregada em caso de testes em cenários com maior degradação.

A seguir são apresentados os detalhes comuns a cada um dos cenários e são destacados os parâmetros que serão alterados a fim de observar o comportamento do sistema de controle de tráfego de modo a averiguar os impactos nas métricas de segurança, descritas na seção 5.2.

5.1 CENÁRIOS

Uma vez que o foco do presente trabalho reside nas alterações dos parâmetros que influenciem a integridade da informação de posicionamento das aeronaves simuladas, os demais parâmetros de configuração dos cenários propostos possuem diretrizes e valores equivalentes aos de (VISMARI, 2007). Isso vale tanto para manobras como características funcionais dos demais sistemas, comportamento do ATCo, entre outros.

5.1.1 Parâmetros comuns dos cenários

Os parâmetros e características comuns, no que concerne às condições do espaço aéreo de todos os cenários simulados, são listados a seguir e os valores adotados exibidos na Tabela 23:

- Os cenários possuem sempre duas aeronaves (dada a limitação do modelo desenvolvido).
- As velocidades das aeronaves, que também podem ser configuradas independentemente, nesse caso serão iguais para ambas.
- A movimentação das aeronaves ocorre por rotas definidas de mesma altitude ($h_1 = h_2$) e de acordo com a Figura 76.
- Não serão consideradas variáveis meteorológicas ou ambientais que possam influenciar na dinâmica das aeronaves, isto é, o parâmetro que representa o módulo do vento será igual à zero.

- Nesses cenários as aeronaves A_1 e A_2 trafegaram pelas rotas denominadas Σ e K respectivamente.
- Cada rota contém dois pontos de notificação, isto é, $P_{\Sigma 1}$ e $P_{\Sigma 2}$ para a rota Σ e P_{K1} e P_{K2} para a rota K . A rota A possui um ângulo de proa (*heading*) de 90° enquanto que a rota B possui um ângulo de proa (*heading*) de 45° .
- Ambas as rotas estão planejadas para se cruzarem exatamente no segundo ponto de notificação, ou seja, $P_{\Sigma 2} = P_{K2}$.
- Caso as aeronaves não sofram intervenção do sistema por parte do ATCo, no instante que a aeronave A_1 estiver passando sobre o segundo ponto de notificação ($P_{\Sigma 2}$), haverá uma separação mínima de $D_{\min} = 5$ NM ('separação mínima teórica') em relação à aeronave A_2 .
- Por uma questão de otimização (redução do tempo de simulação) e uma vez que a segurança crítica (*safety*) é avaliada em função de situações de conflitos (perdas de separação e colisões), a distância estabelecida entre os pontos de notificação²⁶ ($P_{\Sigma, K1}$ e $P_{\Sigma, K2}$) é de 20 NM (aproximadamente 37 km).
- As aeronaves estão trafegando sobre um setor de tráfego aéreo provido por Serviço de Vigilância ADS-B.
- O comportamento do ATCo está de acordo com o estabelecido em Vismari (2007).
- Uma vez detectado o conflito o ATCo atuará de modo que as aeronaves executem manobras evasivas a fim de evitar a colisão, desviando momentaneamente da rota e retornando às mesmas assim que cessado o perigo ao qual estavam expostas.
- O número de rodadas (total de simulações) por cenário é de 10.000 (dez mil) rodadas

²⁶ Distância percorrida pelas aeronaves na simulação.

Figura 76 – Rotas percorridas pelas aeronaves nos diferentes cenários

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Tabela 23 – Parâmetros comuns configurados para simulação

Campo	Parâmetro	Descrição	Valor
Aeronave 1	TAS	Velocidade Verdadeira (True Air Speed)	280 kt
	Initial Position	Posição inicial (x_i , y_i , h_i)	(0, 37040, 10000) m
	Initial Heading	Ângulo da proa	90°
	AOA	Ângulo de ataque	0°
	Bank Angle	Ângulo de rolagem	0°
	Wind Speed	Módulo da velocidade do vento	0 m/s
	Wind Direction	Direção da velocidade do vento	135°
	Flight Phase	Fase do voo	Em rota (Enroute)
	Accel Mode	Modo de aceleração (acelerando, freando ou velocidade constante)	Cruzeiro (Cruise)
	Climb Mode	Modo de subida da aeronave (subindo, descendo ou nivelada)	Level (Nivelado)
Aeronave 2	TAS	Velocidade Verdadeira (True Air Speed)	280 kt
	Initial Position	Posição inicial (x_i , y_i , h_i)	(4300, 4300, 10000) m
	Initial Heading	Ângulo da proa	45°
	AOA	Ângulo de ataque	0°
	Bank Angle	Ângulo de rolagem	0°
	Wind Speed	Módulo da velocidade do vento	0 m/s
	Wind Direction	Direção da velocidade do vento	135°
	Flight Phase	Fase do voo	Em rota (Enroute)
	Accel Mode	Modo de aceleração (acelerando, freando ou velocidade constante)	Cruzeiro (Cruise)
	Climb Mode	Modo de subida da aeronave (subindo, descendo ou nivelada)	Level (Nivelado)
Espaço Aéreo	Surveillance Type	Sistema de vigilância adotado	ADS-B
	ATCo Behavior Mode	Modelo comportamental do ATCo adotado	Vismari, 2007
	ADS-B Latency @ Reliability Level	Média do tempo de atraso adotada	1,2 s
	ADS-B Sampling @ Reliability Level	Média da taxa de amostragem adotada	14 s
	Reliability Level	Nível de confiança adotado	95%
	Number of Rounds	Quantidade de simulações para o cenário	10000

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

5.1.2 Cenários degradados propostos

A partir do estudo do comportamento do erro do GNSS (seção 2.4) propõe-se a avaliação dos níveis de segurança crítica para um total de 15 cenários. Considerando-se que o levantamento de dados foi realizado a partir de estações em solo estacionárias, é razoável admitir que o sinal recebido em voo pelas aeronaves seja mais degradado que o das estações componentes da RBMC. Mesmo que estas estejam mais sujeitas a efeitos atmosféricos (devido a condições meteorológicas adversas), multipercurso do sinal (devido a bloqueios) ou mesmo a situações imprevistas (por exemplo, pássaros e outros animais interferindo na antena receptora) provocaria um erro maior de posicionamento.

Desta forma propõe-se a divisão dos 15 cenários simulados em três categorias conforme apresentado na seção 2.4. A seguir serão detalhadas as três categorias representadas pela variação dos parâmetros α e β da distribuição gama associada ao comportamento do GNSS.

5.1.2.1 Cenários levemente degradados (LD)

A primeira categoria de cenários foi denominada como levemente degradados representando situações em o sistema manteve certa estabilidade na recepção de sinal com bom desempenho. Nesses cenários, a partir do comportamento original do GNSS, degradou-se a média do erro radial encontrada até 50% (com passos de 10%). Foram recalculados os parâmetros α e β em cada situação e esses introduzidos no modelo computacional para simulação. Os valores correspondentes a cada cenário simulado estão apresentados na Tabela 24.

Tabela 24 – Parâmetros dos cenários LD

Cenário n	Média (μ) [m]	Desvio Padrão (σ) [m]	Parâmetro α_n	Parâmetro β_n
LD0	1,93946	0,692419	7,84555	0,247205
LD1	2,133406	0,692419	9,49311	0,224732
LD2	2,327352	0,692419	11,2976	0,206004
LD3	2,521298	0,692419	13,259	0,190158
LD4	2,715244	0,692419	15,3773	0,176575
LD5	2,909190	0,692419	17,6525	0,164803

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

5.1.2.2 Cenários extremamente degradados na média (EDM).

Essa categoria de cenários representa o sistema com sinal bastante degradado. Como apresentado anteriormente, esta degradação deve-se ao fato de haver visada prejudicada aos satélites ou mesmo falha no sinal desses.

Assim para essa série de simulações adotou-se um desvio padrão do erro radial duas vezes maior e a média variando entre duas e seis vezes o seu valor original. A Tabela 25 mostra os valores dos parâmetros α e β calculados para tais situações²⁷.

Tabela 25 – Parâmetros dos cenários EDM

Cenário n	Média (μ) [m]	Desvio Padrão (σ) [m]	Parâmetro α_n	Parâmetro β_n
ED0²⁸	1,93946	0,692419	7,84555	0,247205
ED1	3,87892	1,384838	7,84555	0,494410
ED2	5,81838	1,384838	17,6525	0,329607
ED3	7,75784	1,384838	31,3822	0,247205
ED4	9,69730	1,384838	49,0347	0,197764
ED5	11,63676	1,384838	70,6099	0,164803

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

²⁷ Para facilitar a programação do *Wolfram Mathematica 10*, os cenários EDM e EDD foram numerados de forma contínua, assim os mesmos foram identificados com os códigos ED1 a ED5 para os cenários EDM e ED6 a ED10 para os cenários EDD. Vide APÊNDICE C.

²⁸ O cenário ED0 representa o comportamento original analisado do GNSS.

5.1.2.3 Cenários extremamente degradados no desvio padrão (EDD).

Outra categoria de cenários propostos envolve a degradação do sinal recebido dos satélites que acabam afetando o desvio padrão do erro radial. Isso o torna mais disperso e imprevisível, dificultando a tarefa de localização das aeronaves, mesmo considerando eventuais correções por meio de sistemas de aumentação.

Tabela 26 – Parâmetros dos cenários EDD

Cenário n	Média (μ) [m]	Desvio Padrão (σ) [m]	Parâmetro α_n	Parâmetro β_n
ED0	1,93946	0,692419	7,84555	0,247205
ED6	3,87892	2,077257	3,48691	1,112420
ED7	3,87892	2,769676	1,96139	1,977640
ED8	3,87892	3,462095	1,25529	3,09006
ED9	3,87892	4,154514	0,871728	4,44969
ED10	3,87892	4,846933	0,640453	6,05652

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Nessa série de simulações adotou-se, o dobro da média do erro radial com uma variação no desvio padrão de três a sete vezes em relação ao seu valor original. A Tabela 26 mostra os valores dos parâmetros α e β calculados para cada um dos cenários. Em seguida são descritas cada uma das métricas consideradas nos para a avaliação de segurança proposta.

5.2 MÉTRICAS ADOTADAS

O monitoramento e análise da segurança crítica (*safety*) do sistema de tráfego aéreo em geral é uma tarefa que é desempenhada conjuntamente pelas nações e entidades internacionais de aviação, por exemplo, a ICAO. Medidas de segurança em termos de eventos indesejáveis, tais como acidentes e incidentes, são exemplos de ‘indicadores de resultado’, ou seja, só capturam o desempenho de segurança ‘*a posteriori*’. Tais indicadores fornecem sinais relevantes, a todos os envolvidos em um serviço de tráfego aéreo, dos níveis de risco inerente e a capacidade das organizações responsáveis a tomar medidas adequadas de mitigação.

As métricas mais comuns em publicações como os relatórios de segurança da ICAO (2012b, 2014) são métricas envolvendo o número de acidentes, incidente e/ou fatalidades por partidas (operações de voo). Em números, a taxa de acidentes global, envolvendo as operações comerciais regulares diminuiu 13%, passando de 3,2 acidentes por milhão de partidas em 2012 para 2,8 acidentes por milhão de partidas em 2013 (ICAO, 2014).

Em condições normais, uma avaliação de segurança calcada nesse tipo de métrica necessitaria de um número muito grande de simulações para que pudesse ser feita uma análise dos dados de modo estabelecer uma comparação aceitável entre os valores encontrados e os divulgados pela ICAO. Como forma de contornar esse aspecto, são adotadas de outras métricas de avaliação de risco que permitem analisar os cenários simulados de modo a averiguar o nível de segurança por eles proporcionado.

Nesse estudo, para os novos cenários descritos, além das seis métricas estabelecidas em (VISMARI, 2007) serão registrados valores relativos aos parâmetros de integridade do sistema e que são influenciados pelo comportamento do GNSS. Como mencionado, essas métricas são registradas, em arquivo CSV, pelo Sistema de Sensoriamento desenvolvido para o modelo computacional. As métricas e suas respectivas descrições são apresentas na Tabela 27.

Tabela 27 – Relação de métricas adotadas

Sigla	Nome	Descrição
T_{Lmin_1}	Exposição à separação menor que $L_{min} = 2,5$ NM	Mede o tempo médio, em segundos, a cada evento no qual as aeronaves permanecem, no processo real, a distâncias de separação menores de 2,5 NM
T_{Lmin_2}	Exposição à separação menor que $L_{min} = 3$ NM	Mede o tempo médio, em segundos, a cada evento no qual as aeronaves permanecem, no processo real, a distâncias de separação menores de 3 NM
T_{Lmin_3}	Exposição à separação menor que $L_{min} = 3,5$ NM	Mede o tempo médio, em segundos, a cada evento no qual as aeronaves permanecem, no processo real, a distâncias de separação menores de 3,5 NM

Continua

Continuação

Sigla	Nome	Descrição
T_{PS_INT}	Exposição à perda de separação mínima real por intervenção do ATCo	Mede o tempo, em segundos, para cada evento de aproximação, no qual as aeronaves permanecem (no processo real) a uma distância menor que a estabelecida pela norma de separação mínima (menor que 5 NM), dividido pelo número de intervenções do ATCo. Esta métrica representa a capacidade do ATCo detectar um conflito e resolvê-lo.
R_{PS_interv}	Número de conflitos monitorados por intervenção do ATCo	Estima a relação entre a quantidade total de eventos de perda de separação (AIRPROX) que foram apresentados na tela de vigilância e o número de detecções a cada ocorrência de aproximação. Esta métrica mostra a quantidade média de conflitos que são apresentados ao ATCo antes que o mesmo o detecte (e proceda a intervenção).
N_{PSM_Detec}	Número de conflitos detectados	Estima o número médio de eventos de perda de separação (AIRPROX) apresentados ao ATCo na tela de vigilância e detectados pelo mesmo a cada ocorrência de aproximação (efetivando a intervenção). A razão entre N_{PSM_Detec} e o 'número de rodadas' (total de simulações) indica a probabilidade de ocorrer uma intervenção do ATCo sobre o processo real em conflito.
T_{PSR_NDetec}	Exposição à perda da separação mínima real sem detecção pelo ATCo	Mede o tempo, em segundos, a cada evento de aproximação, no qual ocorre perda de separação (AIRPROX) sem que haja detecção por parte do ATCo. Métrica derivada de T_{PS_INT} , que para indicar o tempo no qual as aeronaves ficaram expostas a uma situação de perda de separação.
T_{PSR_NVIG}	Exposição à perda da separação mínima real sem apresentação ao ATCo	Mede o tempo, em segundos, a cada evento de aproximação, em que o sistema de vigilância não apresentou ao ATCo a ocorrência de uma perda de separação (AIRPROX).
Evento_Risco _{NIC1}	Eventos de perda de integridade da localização da aeronave 1	Métrica relacionada à integridade da informação de posição da aeronave 1. Conta o número de eventos em que o valor do erro radial de posicionamento da aeronave foi menor que o limiar estabelecido por norma ($NIC_{NORMA} = 7$)
Evento_Risco _{NIC2}	Eventos de perda de integridade da localização da aeronave 2	Métrica relacionada à integridade da informação de posição da aeronave 2. Conta o número de eventos em que o valor do erro radial de posicionamento da aeronave foi menor que o limiar estabelecido por norma ($NIC_{NORMA} = 7$)
Pior _{NIC1}	Pior nível de integridade registrado pela aeronave 1	Métrica que registra o pior NIC detectado pelo sistema de vigilância da aeronave 1 durante uma rodada completa.
Pior _{NIC2}	Pior nível de integridade registrado pela aeronave 2	Métrica que registra o pior NIC detectado pelo sistema de vigilância da aeronave 2 durante uma rodada completa.

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

6 ANÁLISE DOS RESULTADOS

Este capítulo apresenta os resultados obtidos a partir das simulações para cada um dos cenários descritos na seção 5.1. Os cenários foram divididos em três grupos, conforme mencionado anteriormente. São eles: os levemente degradados (LD1 a LD5) os extremamente degradados pela média (ED1 a ED5) e os extremamente degradados pelo desvio padrão (ED6 a ED10). Para fins comparativos, os cenários denominados LD0 e ED0 são equivalentes entre si e correspondem ao comportamento do GNSS cujo procedimento para seu levantamento fora descrito na seção 2.4.

As simulações geram, para cada rodada, registros com as respectivas métricas em arquivos CSV. Cada rodada corresponde à execução completa das rotas programadas de cada aeronave. O controle das simulações é feito pela tela de visualização do elemento ‘Espaço Aéreo’ do modelo computacional, cujo exemplo pode ser visto na Figura 77. Nela pode-se ver a rota executada efetivamente pelas aeronaves (linhas), os alvos referentes ao sistema de vigilância (pontos verde e azul), as coordenadas de posicionamento das aeronaves, os alertas de colisão e perda de separação, além do gráfico de separação horizontal.

A apresentação dos resultados é feita de acordo com cada uma das métricas adotadas (denominadas ‘Modelo LabVIEW’ em cada um dos gráficos). Para cada métrica, são apresentados os resultados levantados em cada uma das situações comparando-os com os níveis de segurança (TLS) obtidos nas simulações realizadas por Vismari (2007) em cenários baseados em Vigilância ADS-B, tanto em condições normais de funcionamento como em situações de degradação do sistema. Apesar de não ser escopo do trabalho, para fins de completude da informação e da comparação apresentadas neste estudo, apresenta-se também o TLS para as referidas métricas em sistemas ATC baseados em Radar, sistema atualmente vigente na maior parte dos países igualmente obtidos em (VISMARI, 2007).

Os valores numéricos da esperança (média) dos dados simulados obtidos são apresentados nos gráficos. Estes também incluem (graficamente) os respectivos desvios padrão (erro).

Figura 77 – Tela de Controle do Modelo Computacional (Módulo 'Espaço Aéreo')

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

6.1 EXPOSIÇÃO À SEPARAÇÃO MENOR QUE L_{MIN}

Conforme descrito anteriormente na relação de métricas (seção 5.2), foram avaliados o período de tempo em que ocorreu perda de separação para valores menores que 2,5 NM (T_{Lmin_1}), 3,0 NM (T_{Lmin_2}) e 3,5 NM (T_{Lmin_3}). Os gráficos são apresentados nas respectivas figuras: Figura 78, Figura 79 e Figura 80 para T_{Lmin_1} ; Figura 81, Figura 82 e Figura 83 para T_{Lmin_2} e Figura 84, Figura 85 e Figura 86 para T_{Lmin_3} . Os respectivos TLS para cada um dos cenários de referência (oriundos de (VISMARI, 2007)) são apresentados igualmente nos gráficos de cada T_{Lmin_i} ($i = 1, 2, 3$).

Como pode ser visto nas figuras, todos valores obtidos pela simulação em cada um dos T_{Lmin_i} ($i = 1, 2, 3$) foram iguais a zero. Isso mostra que na simulação, mesmo considerando grande degradação do comportamento do GNSS a partir do levantamento feito, em nenhum momento as distâncias entre as aeronaves foram menores que os valores estabelecidos.

Figura 78 – T_{Lmin_1} para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 79 – T_{Lmin_1} para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 80 – T_{Lmin_1} para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 81 – T_{Lmin_2} para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 82 – T_{Lmin_2} para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 83 – T_{Lmin_2} para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 84 – T_{Lmin_3} para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 85 – T_{Lmin_3} para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 86 – T_{Lmin_3} para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

6.2 EXPOSIÇÃO À PERDA DE SEPARAÇÃO MÍNIMA POR INTERVENÇÃO DO ATCo (T_{PS_INT})

A partir dessa métrica pode-se avaliar o período de tempo em que ambas as aeronaves permaneceram em distância menor que a definida pela separação mínima, isto é, o período de tempo transcorrido entre a ocorrência do conflito real e sua resolução. No caso, para todos os cenários adotados, a separação mínima definida foi de 5 NM. Idealmente, essa distância acontece no momento quando a aeronave A1 passa pelo segundo ponto de notificação, como descrito na seção 5.1.

Os resultados obtidos, bem como seus respectivos erros (desvio padrão) são apresentados na Figura 87 para cenários levemente degradados (LD), na Figura 88 para os extremamente degradados pela média (EDM) e na Figura 89 para os extremamente degradados pelo desvio padrão (EDD).

Como se pode verificar pelos gráficos, em todos os cenários o valor encontrado foi praticamente o mesmo. Isso indica que, dado o comportamento do GNSS levantado, mesmo nos cenários degradados considerados, os períodos necessários para resolução completa dos conflitos, com intervenção do ATCo, foram diminuídos drasticamente.

Dentro desses cenários, os valores dos períodos de tempo encontrados, com o modelo adaptado nessa pesquisa, foram menores que os considerados como níveis de segurança (TLS), tanto para ambientes baseados em Radar como ADS-B (normal ou degradado). Esse comportamento se deve ao comportamento do GNSS levantado, ao aprimoramento do modelo de aeronave, uma vez que as características das dinâmicas foram atualizadas por meio da utilização dos parâmetros de modelagem de aeronaves disponibilizados no Manual de Dados de Aeronaves (EUROCONTROL, 2009). Além disso, a utilização do controlador PID na modelagem do Piloto Automático (AP) ao invés do algoritmo de controle por intervalos discretos do adotado em (VISMARI, 2007), aperfeiçoou a resposta das aeronaves aos comandos de mudança de direção. Isso faz com que as mesmas reajam mais rapidamente, consequentemente se afastando num tempo menor.

Figura 87 – T_{PS_INT} para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 88 – T_{PS_INT} para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 89 – T_{PS_INT} para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

6.3 EXPOSIÇÃO À PERDA DE SEPARAÇÃO ANTES DA APRESENTAÇÃO AO ATCo (T_{PSR_NVIG})

Essa é a métrica que trata do período de tempo desde a ocorrência do conflito (perda de separação) até que o mesmo seja pela primeira vez apresentado na tela do controlador de tráfego aéreo (ATCo).

A Figura 90 mostra os valores encontrados para os cenários com degradação leve dos parâmetros relativos ao comportamento do GNSS levantados. Já a Figura 91 apresenta os achados para casos em que havia grande degradação da média do comportamento do GNSS e a Figura 92, cenários com grande degradação do desvio padrão desse sistema.

Pode-se observar que os tempo de perda de separação foram menores do que os cenários desenvolvidos por (VISMARI, 2007).

Da mesma forma que a métrica analisada na seção anterior, os resultados apresentados nos gráficos mostram que, à medida que o comportamento do GNSS se degrada nos diversos cenários, ocorre um aumento no tempo entre a ocorrência do conflito no processo real e sua apresentação no processo vigiado. Esse incremento é proporcional à distribuição do erro radial, ou seja, quanto maior o erro, maior o tempo para que seja apresentada na tela do ATCo o conflito. O alvo, apresentado na tela do sistema de vigilância, devido ao erro de posição, pode indicar uma distância maior entre as aeronaves do que a distância real.

Figura 90 – T_{PSR_NVIG} para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 91 – T_{PSR_NVIG} para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 92 – T_{PSR_NVIG} para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

6.4 EXPOSIÇÃO À PERDA DE SEPARAÇÃO ANTES DA DETECÇÃO (R_{PS_INTERV} , N_{PSM_DETEC} , T_{PSR_NDETEC})

Essas métricas avaliam todo o processo da eventual exposição à perda de separação entre ambas as aeronaves simuladas. Os resultados encontrados para cada categoria de cenários são apresentados nas subseções seguintes de acordo com cada métrica avaliada.

6.4.1 Número de conflitos detectados (N_{PSM_Detec})

Com essa métrica é possível avaliar quantas vezes houve detecção e, portanto, intervenção por parte do controlador de tráfego aéreo (ATCo). Essa medida pode ser encarada como a probabilidade do ATCo efetivamente intervir para evitar conflitos (perdas de separação e colisões).

As medidas de intervenção efetivadas pelo ATCo estão apresentadas na Figura 93, para cenários levemente degradados, Figura 94 para cenários extremamente degradados pela média e Figura 95 para cenários degradados pelo desvio padrão.

Os valores obtidos foram acima dos estabelecidos pelo nível de segurança desejado (TLS), o que indica que o comportamento do GNSS levantado favoreceu a detecção do conflito pelo ATCo. Mesmo a degradação de seus parâmetros não foi suficiente para uma queda significativa no índice de detecção.

Figura 93 – N_{PSM_DETEC} para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 94 – N_{PSM_DETEC} para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 95 – N_{PSM_DETEC} para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

6.4.2 Número de conflitos monitorados antes da intervenção (R_{PS_interv})

Também é possível avaliar o número de vezes que o conflito aparece na tela do controlador antes que este tome uma atitude de fato para resolvê-lo (detecção e intervenção). Representa a quantidade de vezes em que os alvos de posição da aeronave violaram a separação mínima no momento em que apareceram na tela do controlador de tráfego aéreo (ATCo). Assim, o simulador verifica a distância entre as posições vigiadas de ambas aeronaves no instante em que essa informação é renovada para pelo menos uma das aeronaves.

O número de conflitos monitorados é apresentado, juntamente com os seus respectivos níveis de segurança desejados nos gráficos da Figura 96, para cenários levemente degradados, na Figura 97, para os extremamente degradados pela média e na Figura 98, para os extremamente degradados pelo desvio padrão.

Mesmo com a degradação do erro de posição a partir do comportamento do GNSS levantado, não houve significativa mudança nos valores encontrados. Alterações na

taxa de transmissão (taxa de atualização) do ADS-B, provocariam mudanças maiores nesses valores, já que há forte correlação entre esses parâmetros (R_{PS_interv} em função da taxa de atualização) (VISMARI, 2007).

Dada a natureza assíncrona do ADS-B, o modelo computacional encara cada conflito no instante em que as posições de pelo menos uma das aeronaves é representada na tela do ATCo. Isto quer dizer que, as informações de posição não são transmitidas simultaneamente pelas aeronaves, portanto, a cada atualização de posição da tela (seja pela aeronave A1 ou aeronave A2 ou ambas), é verificada a existência de um conflito. Isso faz com que o valor encontrado para essa métrica de simulação apareça com valor maior que o estabelecido pelos diversos TLS.

Analisando esses valores somente após ambas as aeronaves atualizarem suas informações posicionais, o valor encontrado seria aproximadamente a metade do apresentado no gráfico, aproximando-o mais dos respectivos TLS. Contudo, conforme mencionado, a maneira adotada representa mais fielmente a realidade do sistema de vigilância.

Figura 96 – R_{PS_INTERV} para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 97 – R_{PS_INTERV} para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 98 – R_{PS_INTERV} para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

6.4.3 Exposição à perda de separação mínima sem detecção pelo ATCo (T_{PSR_NDetec})

A T_{PSR_NDetec} mostra o intervalo de tempo em que as aeronaves ficaram expostas a perda de separação mínima sem que fosse detectado pelo ATCo.

Os resultados aferidos nas simulações para cenários levemente degradados são exibidos na Figura 99, para os extremamente degradados pela média na Figura 100, e para os extremamente degradados pelo desvio padrão na Figura 101.

Uma vez que o comportamento do GNSS para o erro de posição favoreceu a detecção por parte do ATCo, era esperado que o período de tempo para a detecção do conflito fosse reduzido. Os alvos apresentados na tela do sistema de vigilância, por serem mais exatos e precisos, representam mais fielmente a real posição das aeronaves. Mesmo estando a taxa de transmissão do ADS-B muito acima do especificado em norma (que é de aproximadamente um segundo (RTCA, 2009)) além da degradação do erro de posição, os valores encontrados ficaram abaixo dos estabelecidos pelos do TLS.

Figura 99 – T_{PSR_NDETEC} para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 100 – T_{PSR_NDETEC} para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 101 – T_{PSR_NDETEC} para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

6.5 EXPOSIÇÃO À PERDA DE INTEGRIDADE DA LOCALIZAÇÃO (EVENTO_RISCO_NIC, PIOR_NIC)

Como forma de avaliar aspectos relacionados à perda de integridade do sistema de posicionamento das aeronaves, são observadas as métricas Evento_Risco_NIC_{1,2} e Pior_NIC_{1,2}. A primeira registra quantas vezes o limiar mínimo do NIC foi excedido, isto é, quantas vezes seu valor foi menor do que sete. O $NIC \geq 7$ representa um raio de contenção menor que 0,2 milhas náuticas ($R_c \leq 0,2 \text{ NM}$). Esse valor de limiar (neste trabalho adotado como TLS) é o estabelecido por autoridades de aviação como a FAA (2015) como mínimo necessário para aeronaves equipadas com ADS-B operarem em seu espaço aéreo.

A métrica Pior_NIC_{1,2} identifica qual foi o menor valor de NIC encontrado durante todo o período da simulação. Assim, é possível avaliar se alguma das duas aeronaves violou os requisitos mínimos e não deveria mais operar sob a tutela desse tipo de equipamento, uma vez que o mesmo não apresentaria mais informações consideradas fiáveis.

Quanto à métrica Evento_Risco_NIC_{1,2}, para ambas as aeronaves o resultado de todas simulações foi igual a zero. Isto quer dizer que em todos cenários propostos, mesmo aqueles cuja degradação dos parâmetros comportamentais do GNSS foi considerada grande, não apresentaram em nenhum instante a violação do limiar instituído pelos órgãos de aviação.

Já no que se refere ao levantamento do PiorNIC_{1,2} a distribuição dos valores encontrados em cada simulação mostra o comportamento do sistema face à degradação dos parâmetros do GNSS. As figuras a seguir (Figura 102 a Figura 107) mostram a distribuição dos piores NIC para cada uma das aeronaves em cada uma das categorias de cenários simulados.

Nas figuras pode-se perceber um aumento da ocorrência de valores menores de NIC conforme a degradação aumentava. Isso, de certo modo, é um comportamento esperado para o sistema, uma vez que o erro posicional passa a ser maior, o que faria as aeronaves superarem os limites estabelecidos pelo raio de contenção máximo.

Figura 102 – Piores NIC da aeronave 1 para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 103 – Piores NIC da aeronave 2 para cenários LD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 104 – Piores NIC da aeronave 1 para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 105 – Piores NIC da aeronave 2 para cenários EDM

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 106 – Piores NIC da aeronave 1 para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

Figura 107 – Piores NIC da aeronave 2 para cenários EDD

Fonte: (BARALDI SESSO, 2016)

7 CONCLUSÕES E CONSIDERAÇÕES FINAIS

Este capítulo tem o objetivo de apresentar as conclusões e considerações finais obtidas a partir das atividades desenvolvidas e descritas nesse trabalho de pesquisa. Em cada subseção serão apresentadas as conclusões relativas aos aspectos abordados nesse estudo e, por fim, os futuros trabalhos que podem emergir a partir dessa dissertação.

7.1 CONCLUSÕES RELATIVAS AOS PARÂMETROS DE INTEGRIDADE

Dentro dos objetivos do trabalho, o principal dele era o de avaliar o impacto que os parâmetros de integridade da informação de posição exercem sobre os níveis de segurança crítica (*safety*), em um ambiente de controle de tráfego aéreo (ATC) baseado no novo conceito de ATM Global (CNS/ATM).

Nesse conceito de ATM Global, o sistema de vigilância adotado é o de Vigilância Dependente Automática por Radiodifusão (ADS-B). Esse sistema está intrinsicamente relacionado com o Sistema de Navegação Global por Satélites (GNSS). Dessa forma, a obtenção dos parâmetros de integridade depende diretamente da leitura dos satélites componentes da constelação do GNSS. A obtenção desses parâmetros, conforme normatizado pelas autoridades de aviação é feita a partir do Monitor Autônomo da Integridade no Receptor (RAIM) (RTCA, 2006b).

Uma vez que a técnica RAIM depende diretamente da leitura dos sinais dos satélites, avaliou-se que a aplicação pura da mesma seria inviável para fins dos propósitos desse trabalho. A inviabilidade se dá por conta da complexidade da simulação das órbitas dos satélites e pela imprevisibilidade dos fenômenos atmosféricos (ionosféricos, cintilação, entre outros). Mesmo considerando alguns modelos de comportamento da ionosfera que afetam o GNSS como os estudos de Hoque e Jakowski (2007), bem como de Wang et al. (2004), seria necessária uma avaliação mais criteriosa sobre a adaptação das simulações da constelação ao modelo computacional proposto, o que desviaria o foco do estudo dos impactos na

segurança crítica para o desenvolvimento da ferramenta de simulação. Ambos os estudos devem ser considerados para futuros trabalhos de pesquisa.

O comportamento do GNSS foi avaliado para cinco estações componentes da Rede Brasileira de Monitoramento Contínuo (RBMC) ao redor das cinco regiões do país. Foram coletados dados de um ano de medidas e os mesmos submetidos à análise estatística. Nessa análise verificou-se que a distribuição de probabilidade do erro de posicionamento do GNSS que mais se aproximava do real para esse período era a da função gama.

Assim, adaptou-se a função com parâmetros variáveis de modo a refletir eventuais degradações no posicionamento das aeronaves. Os cenários foram degradados na esperança (média) e no desvio padrão, simbolizando os diversos modos de falha atribuídos ao sistema GNSS. Contudo é necessário um estudo mais aprofundado sobre os impactos de cada modo de falha tem sobre a informação de posicionamento de modo a detectar eventuais falhas e, principalmente, isolá-las, corrigindo a informação de localização e aumentando a integridade do sistema de controle de tráfego aéreo. Isso também será tratado como proposta para futuros trabalhos de pesquisa.

7.2 CONCLUSÕES RELATIVAS AO MODELO COMPUTACIONAL

Para simular o sistema de controle de tráfego aéreo (ATC) com fins da avaliação de segurança crítica (*safety*) foi adaptado o modelo proposto por Vismari (2007) em LabVIEW. A escolha da plataforma de desenvolvimento foi balizada pela compatibilidade do mesmo com a Plataforma Integrada para Ensaio de Sistema Embarcados Críticos (PIpE-SEC), descrita no APÊNDICE A.

Mesmo sendo essa integração um objetivo secundário, o modelo desenvolvido permite maior flexibilidade na construção de cenários para testes, uma vez que este possui diversas características para configuração do cenário desejado. É possível configurar desde os pontos iniciais das rotas das aeronaves, até seus ângulos de proa, rolagem e arfagem (ataque). Também se pode configurar o tipo de manobra executada pelas mesmas, tais como mudança de altitude (subida e descida) e

cruzeiro. As mudanças de rota também podem ser efetivadas por controles do ângulo de proa no painel de controle do software. Isso permite a inserção do controle humano no guiamento das aeronaves, pelo conceito de *Human In the Loop*.

Além do modelo de controlador de tráfego aéreo (ATCo) definido por Vismari (2007), como alternativa em função da busca por maior completude da ferramenta de simulação, desenvolveu-se um modelo alternativo para o comportamento do ATCo, baseado em documentação dos órgãos envolvidos com as autoridades nacionais. Por questões de compatibilidade dos estudos, esse novo modelo não foi utilizado na presente pesquisa, mas permanece como legado para futuras pesquisas.

Aspectos relativos ao espaço aéreo, como vento (módulo e direção) bem como as condições de funcionamento do sistema de vigilância e de posicionamento também são contempladas no modelo. Dessa maneira, o modelo torna-se bastante abrangente e pronto para testes em novos cenários nos quais se deseja avaliar a segurança crítica de operações aeronáuticas.

7.3 CONCLUSÕES RELATIVAS À AVALIAÇÃO DE SEGURANÇA

Define-se segurança no âmbito da aviação civil como “o estado em que o risco de danos a pessoas ou de danos de propriedade é reduzido a, mantida em ou abaixo de um nível aceitável por meio de um processo contínuo de identificação de perigos e gestão de risco” (ICAO, 2006a). Com base tanto nesta definição como no contexto global da aviação, a segurança é a característica de um sistema particular de não causar riscos inaceitáveis de acidentes ou incidentes envolvendo aeronaves.

As demandas do mercado de transporte aéreo para tornar o espaço aéreo mais denso em todo o mundo pressionam as autoridades aeronáuticas a fim de acelerar o processo de implantação do novo conceito de ATM Global (o CNS/ATM). No entanto, a percepção de risco em nossa sociedade faz com que seus requisitos de segurança sejam ainda maior do que a tecnologia atual, de modo que não haja um aumento no número de acidentes. Assim, em relação à adoção de novas tecnologias no espaço aéreo, é essencial uma avaliação muito cuidadosa de seus sistemas automatizados para a navegação, comunicação e vigilância.

Assim é necessária uma metodologia de avaliação de segurança crítica cuja abordagem deve considerar não somente seus elementos componentes, mas também a interação estabelecida entre os mesmos (LEVESON, 2011). Esse procedimento deve ser adotado uma vez que, mesmo que cada elemento do sistema de controle de tráfego aéreo individualmente apresente funcionamento correto e bom desempenho, a interação entre os mesmos pode levar a situações potencialmente inseguras.

A fim de manter a uniformidade entre as avaliações, o método aplicado para avaliação de segurança foi o mesmo desenvolvido por Vismari (2007). Esta metodologia combina métodos 'absoluto' e 'relativo' propostos pela ICAO (1998) o que permite avaliar as métricas de segurança de forma mais completa. Isso permite avaliar se o nível de segurança está acima de um valor limite aceitável, e também compara o sistema com um outro sistema de referência, que é geralmente um sistema legado já testado ou atualmente em operação. Portanto, o Método Absoluto-Relativo é aquele que se mostra mais adequado para avaliação de segurança proposta nesse trabalho de pesquisa uma vez que o mesmo combina os métodos propostos pela ICAO minimizando suas fraquezas e maximizando seus pontos fortes (VISMARI, 2007).

Aplicando-se o método mencionado, foram simulados cenários no quais eram configurados os parâmetros relativos ao comportamento do GNSS. Isso como forma de representar a degradação do posicionamento. Foram avaliadas métricas de segurança advindas de (VISMARI, 2007) e novas que foram introduzidas com o objetivo de verificar aspectos relativos à integridade dos dados de posicionamento das aeronaves no controle de tráfego aéreo (ATC).

A análise das métricas relacionadas à exposição das aeronaves à perda de separação mostrou que, mesmo considerando grandes degradações no comportamento do Sistema de Navegação Global por Satélites (GNSS), essas satisfizeram os aspectos envolvendo a segurança crítica (*safety*) quando confrontadas com os níveis de segurança (TLS) desejados, oriundos de (VISMARI, 2007). Como visto, o comportamento do GNSS, baseado em dados de posicionamento da Rede Brasileira de Monitoramento Contínuo (RBMC), favorece o controlador de tráfego aéreo (ATCo) na tarefa de resolução de conflitos. Pela análise

das métricas, pôde-se verificar uma redução nos tempos de detecção de conflitos e, principalmente na resolução desses. Esse último aspecto calcado no aperfeiçoamento do modelo de aeronave, permitiu reações mais fidedignas a partir dos comandos para mudança de direção, quando da intervenção do ATCo.

Para as métricas relativas à integridade, observou-se que, partindo-se do comportamento do GNSS levantado nessa pesquisa, mesmo degradando-se grandemente o erro fornecido por esse sistema de localização, as simulações não apresentaram situações de perigo. Dentre os valores levantados, observou-se uma diminuição no NIC, que representa um aumento no raio de contenção (R_c) de cada aeronave, quanto maior era a degradação do erro radial, especialmente quando degradado pela média. No entanto, em nenhuma rodada de simulação violou-se o TLS para esse parâmetro que é de sete ($NIC \geq 7$ por norma).

Esse comportamento é coerente pois o erro radial determina diretamente aos parâmetros de integridade e, portanto, o NIC. Além disso, a determinação do posicionamento por meio do GNSS tem se tornado mais exata e precisa com o desenvolvimento tecnológico dos receptores e o aumento da diversidade dos sistemas componentes do GNSS (além do GPS e GLONASS, os receptores mais modernos tem capacidade de receber sinais do GALILEO e BEIDOU).

Vale ressaltar que, em se tratando de um sistema não linear, o comportamento do GNSS pode mudar em função de uma degradação ainda maior. Isto quer dizer que o mesmo pode ter comportamento mais próximo a outro tipo de distribuição de probabilidade e/ou uma combinação destas. Mesmo assim, para fins acadêmicos, os cenários adotados apresentam-se como relevantes com o intuito de avaliar os níveis de segurança crítica teóricos.

7.4 PESQUISAS FUTURAS

Em vista das atividades de pesquisa realizadas e previamente descritas, esse estudo contribuiu para o avanço de investigações anteriores no Grupo de Análise de Segurança da Escola Politécnica da USP. Mesmo ampliando a abrangência dos

estudos realizados por Vismari (2007) como mencionado acima, o trabalho realizado abre espaço para uma nova série de estudos para serem abordados futuramente.

As ideias advindas podem ser agrupadas em três categorias diferentes: a primeira envolvendo estudos relacionados às informações de integridade do ADS-B para estabelecimento do modelo ionosférico de uma determinada localidade, a segunda abrangendo aplicações dessas informações em sistemas autônomos de veículos aéreos não tripulados e, a terceira e última engloba atividades de pesquisa para novos cenários aplicando-se o modelo computacional desenvolvido em LabVIEW.

7.4.1 Informações de Integridade do ADS-B e o modelo ionosférico

Essa linha de estudo propõe inverter o sentido do fluxo das tarefas executadas na questão do comportamento do erro dos dados posicionais do GNSS. A partir de um banco de dados de informações coletadas pelo sistema ADS-B, propõe-se um estudo com o objetivo de estabelecer um modelo da ionosfera, indicando regiões onde há o aparecimento de ‘bolhas’ que interferem na recepção dos sinais da constelação de satélites pelos receptores de bordo. As interferências de sinal provocadas por efeitos ionosféricos, juntamente com o multipercurso (*multipath*), estão entre as principais causas de erros no cálculo para estabelecimento da localização de um determinado veículo, seja ele aéreo ou não.

As informações de integridade auxiliam na identificação de eventuais falhas, sejam essas por defeito nos satélites ou por efeitos ionosféricos. Mesmo considerando sistemas de aumentação, por exemplo, o GBAS, a dimensão dessas ‘bolhas’ é tal que as estações desse sistema não as identificam e, portanto, não envia as informações para devida correção de posição aos respectivos veículos a seu alcance.

Assim, as informações relativas à integridade da posição das aeronaves provenientes de bancos de dados obtidos de estações de vigilância em solo, ou mesmo de equipamentos a bordo das aeronaves, são analisadas de modo a se estabelecer as características da ionosfera em uma determinada região. A avaliação desse comportamento pode ser utilizada para prever diversos fenômenos,

melhorando o desempenho do sistema de vigilância do espaço aéreo e promovendo um aumento nos níveis de segurança no gerenciamento do tráfego aéreo em geral.

7.4.2 Informações de Integridade do ADS-B aplicadas a VANTs

Outra categoria de ideias para futura execução derivada do presente estudo envolve a aplicação da tecnologia ADS-B em sistemas de pilotagem autônoma dentro de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs). Em se tratando de uma tecnologia de vanguarda, a autorização de voo para os VANTs não está completamente regulamentada pelas autoridades aeronáuticas.

A questão envolvendo a certificação desse tipo de aeronave bem como sua integração no espaço aéreo não segregado é amplamente abordada por Gimenes et al. (2013). Nesse estudo são discutidas diretrizes para o processo de integração dos VANTs nessa categoria de espaço aéreo.

Desta forma, as aeronaves não tripuladas necessitariam possuir a mesma estrutura de equipamentos de bordo das aeronaves tripuladas, a fim de estabelecer comunicação com o controle de solo e, eventualmente, com as demais aeronaves em seu setor. As diferentes arquiteturas de implantação dos transmissores ADS-B nos VANTs são apresentadas em (STARK; STEVENSON; CHEN, 2013). Uma evolução dessa proposta englobando os parâmetros de integridade do GNSS e a avaliação dos níveis de segurança por meio da Plataforma Integrada para Ensaios de Sistemas Embarcados Críticos (PIpE-SEC) foi tratada em publicações do autor juntamente com demais membros do Grupo de Análise de Segurança (GAS) da EPUSP (BARALDI SESSO; VISMARI; CAMARGO JUNIOR, 2014; BARALDI SESSO et al., 2015b). Esses estudos visam dar suporte ao processo de integração dos VANTs em espaço aéreo não segregado.

Portanto, a avaliação da segurança crítica (*safety*) desse tipo de aeronave, antes da sua respectiva autorização para operações comerciais regulares, torna-se tão essencial quanto a de uma aeronave tripulada. Para tal, o ambiente computacional apresenta-se como uma ferramenta indispensável para a execução de simulações que possibilitem a avaliação de situações de perigo envolvendo os VANTs e o

consequente estabelecimento de requisitos mínimos que os mesmos devem possuir de modo a atingir níveis de segurança semelhantes aos atuais.

7.4.3 Avaliação de Segurança Crítica (Safety) em novos cenários

A terceira categoria diz respeito à continuação e evolução dessa pesquisa. Conforme apresentado ao longo do texto, o modelo computacional, desenvolvido para as simulações propostas, contempla características que vão além das mínimas necessárias ao desenvolvimento dessa pesquisa. Por uma questão de foco aos objetivos propostos, essas características adicionais não foram exploradas, não sendo consideradas nos cenários propostos.

No atual estado da arte, o software de simulação permite que sejam considerados cenários envolvendo, por exemplo, manobras diferentes, partindo-se de pontos iniciais e rotas programadas distintas. Outro aspecto a ser explorado é o comportamento do controlador de tráfego aéreo (ATCo), para o qual se desenvolveu um modelo alternativo ao proposto por Vismari (2007). Enfim, uma gama enorme de possibilidades para avaliação de segurança crítica em ambientes de controle de tráfego aéreo (ATC) considerando duas aeronaves.

Outro futuro estudo associado é a integração do modelo computacional desenvolvido e/ou suas partes (submodelos) com simuladores de voo comerciais (por exemplo, FlightGear, X-Plane, entre outros) para validação, principalmente, de procedimentos relativos aos novos sistemas aeronáuticos modelados (ou com novas características). Essa tarefa representaria mais um passo em direção ao desenvolvimento pleno da PIpE-SEC, motivo pelo qual o desenvolvimento do software de simulação nessa pesquisa fora todo estruturado em linguagem G (LabVIEW).

REFERÊNCIAS

- ALI, B. S.; OCHIENG, W. Y.; SCHUSTER, W.; MAJUMDAR, A.; CHIEW, T. K. A Safety Assessment Framework for the Automatic Dependent Surveillance Broadcast (ADS-B) System. **Safety Science**, v. 78, p. 91–100, Oct. 2015.
- ANAC. **Anuário do transporte aéreo - dados estatísticos e econômicos de 2011** Brasília, DFAgência Nacional de Aviação Civil, 2013.
- ANDREWS, J. W.; THOMPSON, S. D. Validation of required surveillance performance (RSP) accuracy. In: USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar, Barcelona, Spain. **Proceedings...** Barcelona, Spain: 2007.
- ARAIC. **Aircraft Accident Investigation Report: Japan Airlines Flight 907 (Boeing 747-400D), JA8904 and Japan Airlines Flight 958 (Douglas DC-10-40). A near midair collision over the sea off Yaizu City, Shizuoka Prefecture, Japan at about 15:55 JST, January 31, 2., Tokyo, Japan** Aircraft and Railway Accidents Investigation Commission (ARAIC), 2001.
- BARALDI SESSO, D.; IMAI, R. Y.; VISMARI, L. F.; CAMARGO JUNIOR, J. B. An aircraft model for computational simulation. In: SITRAER – Air Transportation Symposium, São José dos Campos, SP. **Anais...** São José dos Campos, SP: SBTA, 2015a.
- BARALDI SESSO, D.; VISMARI, L. F.; CAMARGO JUNIOR, J. B. An approach to assess the safety of ADS-B-based unmanned aerial systems. In: International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Orlando, FL, USA. **Proceedings...** Orlando, FL, USA: IEEE, 2014.
- BARALDI SESSO, D.; VISMARI, L. F.; VIEIRA DA SILVA NETO, A.; CUGNASCA, P. S.; CAMARGO, J. B. An Approach to Assess the Safety of ADS-B-Based Unmanned Aerial Systems: Data Integrity as a Safety Issue. **Journal of Intelligent & Robotic Systems**, 2015b.
- BFU. **Investigation Report “Überlingen mid-air collision”** Braunschweig, Germany, 2004.
- BROOKER, P. **Separations standards in an ADS-B environment – Final Report**, 2004.
- CAA. **CAA PAPER 2003/9 - GPS Integrity and Potential Impact on Aviation Safety**. West Sussex: Civil Aviation Authority, 2004.
- CASA. **Advisory Circular AC 21-45 - airworthiness approval of airborne Automatic Dependent Surveillance Broadcast equipment**. Canberra, Australia: Civil Aviation Safety Authority - Australian Government, 2014a.
- CASA. **Advisory Circular AC 21-36 - Global Navigation Satellite Systems (GNSS) equipment: airworthiness guidelines**. Canberra, Australia: Civil Aviation Safety Authority - Australian Government, 2014b.
- CENELEC. **IEC 61508-1:2010 - Functional safety of electrical/electronic/programmable electronic safety-related systems**. Brussels, Belgium: Comité Européen de Normalisation Electrotechnique, 2010.
- CLARK, R. C.; LYONS, C. **Graphics for learning: proven guidelines for planning, designing, and evaluating visuals in training materials**. 2nd ed. New York, USA: John Wiley & Sons, 2010.

COSTIN, A.; FRANCILLON, A. Ghost in the Air (Traffic): on insecurity of ADS-B protocol and practical attacks on ADS-B devices. In: Black Hat USA, Las Vegas, NV, USA. **Proceedings...** Las Vegas, NV, USA: 2012.

DECEA. **PCA 63-1** - Plano nacional de implementação dos sistemas CNS/ATM. Rio de Janeiro, RJ: Ministério da Defesa - Comando da Aeronáutica, 2002.

DECEA. **AIC N24/07** - Serviço de vigilância ATS. Rio de Janeiro, RJ: Ministério da Defesa - Comando da Aeronáutica, 2007.

DECEA. **ICA 102-9** - Características mínimas dos equipamentos NAV/COM a bordo de aeronaves. Rio de Janeiro, RJ: Ministério da Defesa - Comando da Aeronáutica, 2008.

DECEA. **MCA 53-1** - Manual do especialista em informação aeronáutica. Rio de Janeiro, RJ: Ministério da Defesa - Comando da Aeronáutica, 2009.

DECEA. **DCA 351-2** - Concepção Operacional ATM Nacional. Rio de Janeiro, RJ: Ministério da Defesa - Comando da Aeronáutica, 2011.

DECEA. **MCA 102-7** - Manual do serviço de telecomunicações. Rio de Janeiro, RJ: Ministério da Defesa - Comando da Aeronáutica, 2013a.

DECEA. **ICA 100-12** - Regras do ar. Rio de Janeiro, RJ: Ministério da Defesa - Comando da Aeronáutica, 2013b.

DECLEENE, B. Defining pseudorange integrity - Overbounding. In: International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2000), Salt Lake City, UT, USA. **Proceedings...** Salt Lake City, UT, USA: The Institute of Navigation, 2000.

DOD; DOHS; DOT. **Federal Radionavigation Plan**. Springfield, VA, USA: National Technical Information Service, 2014.

ESA. **Galileo Fact Sheet**. Paris, France: European Space Agency, 2013.

EUROCONTROL. **User manual for the Base of Aircraft Data (BADA)** - Revision 3.7. Cedex, France, 2009.

EUROPEAN COMMISSION. **NAV 49/13** - Worldwide radionavigation system – Evaluation of the galileo performance against maritime GNSS requirements. Brussels, Belgium, 2003.

FAA. **Fact Sheet – Automatic Dependent Surveillance-Broadcast (ADS-B)**. 202. Disponível em:
<http://www.faa.gov/news/fact_sheets/news_story.cfm?newsid=7131>. Acesso em: 20 jun. 2015.

FAA. **AC 20-165B** - Airworthiness approval of Automatic Dependent Surveillance-Broadcast Out systems. Washington, DC, USA: U.S. Department of Transportation, 2015.

FLIGHTGEAR WIKI. **How to design an autopilot**. Disponível em:
<http://wiki.flightgear.org/Howto:Design_an_autopilot>. Acesso em: 20 jun. 2015.

GIL, F. de O. **Metodologia de avaliação de segurança das comunicações entre controlador e piloto via enlace de dados (CPDLC) aplicada em áreas terminais**. 2011. Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2011.

GIL, F. O.; CAMARGO JUNIOR, J. B.; ALMEIDA JUNIOR, J. R.; VISMARI, L. F.; CUGNASCA, P. S.; GIMENES, R. A. V.; FURTADO, V. H. PIPE-SEC: Platform for

Tests and Validation of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) Operation in Controlled Airspace. **Journal of the Brazilian Air Transportation Society**, v. 6, n. 2, p. 47–60, 2010.

GIMENES, R. A. V.; VISMARI, L. F.; AVELINO, V. F.; CAMARGO JUNIOR, J. B.; ALMEIDA, J. R.; CUGNASCA, P. S. Guidelines for the Integration of Autonomous UAS into the Global ATM. **Journal of Intelligent & Robotic Systems**, v. 74, n. 1, p. 465–478, 27 Sep. 2013.

GLOVER, W.; LYGEROS, J. **A Multi-Aircraft Model for Conflict Detection and Resolution Algorithm Evaluation**. [s.l.]: European Commission, 2004.

HARALDSDOTTIR, A.; ALCABIN, M. S.; BURGEMEISTER, A. H.; LINDSEY, C. G.; MAKINS, N. J.; SCHWAB, R. W.; SHAKARIAN, A.; SHONTZ, W. D.; SINGLETON, M. K.; VAN TULDER, P. A.; WARREN, A. W. **Air Traffic Management Concept Baseline Definition - NEXTOR Report #RR-97-3**. Seattle, WA, USA, [s.n.]: 1997.

HEGARTY, C. J.; CHATRE, E. Evolution of the Global Navigation Satellite System (GNSS). **Proceedings of the IEEE**, v. 96, n. 12, p. 1902–1917, Dec. 2008.

HOFMANN-WELLENHOF, B.; LICHTENEGGER, H.; WASLE, E. **Gnss - global navigation satellite systems: GPS, GLONASS, GALILEO, and more**. New York, USA: Springer-Verlag Wien New York, 2008.

HOGG, S. **O que é o LabVIEW?** Disponível em: <<http://www.ni.com/newsletter/51141/pt/>>. Acesso em: 25 jan. 2016.

HOQUE, M. M.; JAKOWSKI, N. Higher Order Ionospheric Effects in Precise GNSS Positioning. **Journal of Geodesy**, v. 81, n. 4, p. 259–268, 29 Mar. 2007.

IATA. **Vision 2050**. Montréal, Canada: IATA, 2011.

IBGE. **Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística : RBMC - Rede Brasileira de Monitoramento Contínuo dos Sistemas GNSS**. Disponível em: <<http://www.ibge.gov.br/home/geociencias/geodesia/rbmc/rbmc.shtm?c=7>>. Acesso em: 18 jan. 2016.

ICAO. **Doc 9689 - Manual on Airspace Planning Methodology for the Determination of Separation Minima**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 1998.

ICAO. **Doc 9750 AN/963 - Global Air Navigation Plan for CNS/ATM Systems**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2002.

ICAO. **Doc 9830 AN/452 - Advanced Surface Movement Guidance and Control Systems (A-SMGCS) Manual**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2004.

ICAO. **Doc 9854 AN/458 - Global Air Traffic Management Operational Concept**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2005a.

ICAO. **Annex 2 to the Convention on International Civil Aviation - Rules of the Air**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2005b.

ICAO. **Doc 9859 AN/460 - Safety Management Manual (SMM)**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2006a.

ICAO. **Doc 8168 OPS/611 - Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations (PANS-OPS) - Volume I - Flight Procedures**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2006b.

- ICAO. **Outlook for Air Transport to the Year 2025**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2007a.
- ICAO. **Guidance Material on Comparison of Surveillance Technologies (GMST)**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization - Asia and Pacific, 2007b.
- ICAO. **Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2010a. v. 1 - Radio Navigation Aids - Amendment 85.
- ICAO. **Performance Based Navigation Operational Approval Handbook** - Version 2.4 August 2010. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2010b.
- ICAO. **Doc 9994 AN/496** - Manual on Airborne Surveillance Applications (Draft). Montréal, Canada, 2012a.
- ICAO. **Safety Report**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2012b.
- ICAO. **Safety Report**. Montréal, Canada: International Civil Aviation Organization, 2014.
- ICAO. **Traffic forecast map presented by ICAO**. Disponível em: <<http://gis.icao.int/nancy/>>. Acesso em: 18 jan. 2016.
- JAXA. **QZS-1 Missions**. Disponível em: <<http://god.tksc.jaxa.jp/qzs/missions.html>>. Acesso em: 20 aug. 2015.
- KERCZEWSKI, R. J. Emerging Definition of Next-Generation of Aeronautical Communications. In: 2006 IEEE Aerospace Conference, **Proceedings...IEEE**, 2006.
- LAIO, F. Cramer-von Mises and Anderson-Darling Goodness of Fit Tests for Extreme Value Distributions with Unknown Parameters. **Water Resources Research**, v. 40, n. 9, p. n/a-n/a, Sep. 2004.
- LEE, Y. C. A Position Domain Relative RAIM Method. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, v. 47, n. 1, p. 85–97, 2011.
- LEVESON, N. G. Applying Systems Thinking to Analyze and Learn from Events. **Safety Science**, v. 49, n. 1, p. 55–64, Jan. 2011.
- MOODY, C.; OLUFS, R. E.; GLEASON, C. **Verifying Performance of ADS-B Position Reporting: Experience From Capstone ADS-B “Radar-Like Services”**. Alaska, USA: RTCA, 2001.
- MUNDOGEO. Japão lança novo satélite de posicionamento GPS. **InforGNSS 33**, Dec. 2010.
- OCHIENG, W. Y.; SAUER, K.; WALSH, D.; BRODIN, G.; GRIFFIN, S.; DENNEY, M. GPS Integrity and Potential Impact on Aviation Safety. **Journal of Navigation**, v. 56, n. 1, p. 51–65, Jan. 2003.
- OLSON, C. L. **XML Autopilot Config File**. Disponível em: <<http://www.flightgear.org/Docs/XMLAutopilot/node4.html>>. Acesso em: 25 jul. 2016.
- PARK, J.-W.; OH, H.-D.; TAHK, M.-J. UAV collision avoidance based on geometric approach. In: 2008 SICE Annual Conference, Tokyo Japan. **Proceedings... Tokyo Japan: IEEE**, Aug. 2008.
- PROFIT, R. **Systemic safety management in the air traffic services**. [s.l.] World Pubn Service, 1996.

REICH, P. G. **A theory of safe separation standards for air traffic control**. Farnborough, United Kingdom: Royal Aircraft Establishment (RAE), 1964.

RTCA. **RTCA/DO-242A** - minimum aviation system performance standards for automatic dependent surveillance broadcast (ADS-B). June, 2002 ed. Washington, DC, USA: Radio Technical Commission for Aeronautics, 2002.

RTCA. **RTCA/DO-303** - safety, performance and interoperability requirements document for the ADS-B Non-Radar-Airspace (NRA) application. Dec, 2006 ed. Washington, DC, USA: Radio Technical Commission for Aeronautics, 2006a.

RTCA. **RTCA/DO-229D** - minimum operational performance standards for global positioning system/wide area augmentation system airborne equipment. December, ed. Washington, DC, USA: Radio Technical Commission for Aeronautics, 2006b.

RTCA. **RTCA/DO-260B** - minimum operational performance standards for 1090 MHz extended squitter Automatic Dependent Surveillance - Broadcast (ADS-B) and Traffic Information Services - Broadcast (TIS-B). Washington, DC, USA: Radio Technical Commission for Aeronautics, 2009.

SIEWERDT, E. O modelo de controle do espaço aéreo brasileiro e sua integração com outros sistemas. In: SITRAER – Air Transportation Symposium, Rio de Janeiro, RJ. **Anais...** Rio de Janeiro, RJ: SBTA, 2008.

SPITZER, C. R.; FERRELL, U.; FERRELL, T. **Digital avionics handbook**. 3rd ed. [s.l.] CRC Press, Taylor & Francis Group, 2014.

STARK, B.; STEVENSON, B.; CHEN, Y. ADS-B for small Unmanned Aerial Systems: Case study and regulatory practices. In: 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 3., May 2013, Atlanta, GA. **Proceedings...** Atlanta, GA: IEEE, May 2013.

TOMLIN, C.; PAPPAS, G. J.; SASTRY, S. Conflict Resolution for Air Traffic Management: A Study in Multiagent Hybrid Systems. **IEEE Transactions on Automatic Control**, v. 43, n. 4, p. 509–521, Apr. 1998.

TOSSAINT, M.; SAMSON, J.; TORAN, F.; VENTURA-TRAVESET, J.; HERNANDEZ-PAJARES, M.; JUAN, J. M.; SANZ, J.; RAMOS-BOSCH, P. The Stanford - ESA Integrity Diagram: A New Tool for The User Domain SBAS Integrity Assessment. **Navigation**, v. 54, n. 2, p. 153–162, Jun. 2007.

VISMARI, L. F. **Vigilância dependente automática no controle de tráfego aéreo: avaliação de risco baseada em modelagem em redes de petri fluidas e estocásticas**. 2007. Dissertação (Mestrado) - Universidade de São Paulo - Escola Politécnica, São Paulo, 2007.

VISMARI, L. F.; CAMARGO JUNIOR, J. B. Evaluation of the Impact of New Technologies on Aeronautical Safety: An Approach through Modelling, Simulation and Comparison with Legacy Systems. **Journal of the Brazilian Air Transportation Society**, v. 1, n. 1, p. 19–30, 2005.

VISMARI, L. F.; CAMARGO JUNIOR, J. B. Quantitative Safety Assessment of CNS/ATM-Based Air Traffic Control System. **Journal of the Brazilian Air Transportation Society**, v. 5, n. 1, p. 9–22, 2009.

VISMARI, L. F.; CAMARGO JUNIOR, J. B. A Safety Assessment Methodology Applied to CNS/ATM-Based Air Traffic Control System. **Reliability Engineering & System Safety**, v. 96, n. 7, p. 727–738, Jul. 2011.

WANG, C.; HAJJ, G.; PI, X.; ROSEN, I. G.; WILSON, B. Development of the Global Assimilative Ionospheric Model. **Radio Science**, v. 39, n. 1, p. n/a-n/a, Feb. 2004.

WU, Y.; WANG, J.; JIANG, Y. Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) Schemes with GNSS Time Offsets. **Advances in Space Research**, v. 52, n. 1, p. 52–61, Jul. 2013.

ZHANG, X.; HUANG, Z.; LI, R. RAIM analysis in the position domain. In: IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), Indian Wells, CA, USA, USA. **Proceedings...** Indian Wells, CA, USA, USA: IEEE, 2010.

APÊNDICE A – PLATAFORMA INTEGRADA PARA ENSAIOS DE SISTEMAS EMBARCADOS CRÍTICOS (PIPE-SEC)

A Plataforma Integrada para Ensaios de Sistemas Embarcados Críticos (PlpE-SEC) é uma ferramenta de testes, que, até o presente momento, está em desenvolvimento pelo Grupo de Análise de Segurança (GAS) na Escola Politécnica da Universidade de São Paulo (EPUSP). A plataforma permite executar a modelagem e simulação em tempo real de operações de tráfego aéreo, de características estruturais e do comportamento do Sistema de Controle de Tráfego Aéreo (ATC), incluindo a interação entre os controladores de tráfego aéreo (ATCo) e aeronaves, sejam eles tripulados ou veículos pilotados por computador.

Neste ambiente simulado de tempo real, por meio de testes controlados, é possível avaliar o projeto tanto de veículos tripulados como de não tripulados (em especial os autônomos), validando conceitos e verificando sua interação com o ambiente operacional em que são inseridos (GIL et al., 2010). Na Figura 108 é apresentada a arquitetura conceitual da PlpE-SEC, considerando todos relacionamentos com os elementos do ATC.

Figura 108 – Arquitetura conceitual da PlpE-SEC

Fonte: (BARALDI SESSO et al., 2015b)

A plataforma visa possibilitar a execução de ensaios dentro do conceito de ATM Global (CNS/ATM) em diferentes cenários, quer através dos seus modelos computacionais ou através de seus protótipos físicos reais (em que as variáveis são lidas ou fornecidas por equipamento físico real e são consideradas computacionalmente nos modelos e ambiente simulado). Isso tudo aplicando o conceito *Hardware-In-the-Loop* (HIL), como mostrado na Figura 109.

Assim como o HIL a possibilidade de uma ação humana dentro do processo de análise (conhecido como o conceito *Human-In-the-Loop*), torna a PlpE-SEC essencial para o desenvolvimento de processos de sistemas embarcados críticos. Neste contexto, a PlpE-SEC deve ser adotada a fim de buscar a validação dos modelos propostos e de novos cenários quando se lida principalmente com uma abordagem qualitativa. Os modelos que forem devidamente validados pela ferramenta podem ser utilizados em simulações de tempo acelerado buscando uma abordagem quantitativa de análise de segurança, tal como apresentado em (VISMARI; CAMARGO JUNIOR, 2009).

Figura 109 – Conceito HIL aplicado à PlpE-SEC

Fonte: extraído de (GIL et al., 2010)

A PlpE-SEC é composta por um Núcleo de Gerenciamento de Ensaio, que controla a execução de testes e coleta de dados, por um Núcleo de Modelagem do Espaço

Aéreo e simulação e por modelos dos agentes envolvidos (neste caso as aeronaves e controladores). Estes poderiam ser desenvolvidos diretamente em software (modelos computacionais) ou em hardware (pelo conceito *Hardware-In-the-Loop*). Estes núcleos e seus respectivos contextos no espaço aéreo, especialmente no sistema de controle de tráfego aéreo, são apresentados na Figura 110.

Figura 110 – Arquitetura física preliminar da PlpE-SEC

Fonte: extraído de (GIL et al., 2010)

APÊNDICE B – CÓDIGO-FONTE DA ANÁLISE ESTATÍSTICA E TESTE DE HIPÓTESES NO *WOLFRAM MATHEMATICA 10*

Teste para Distribuição Normal

```
dados = Import["C:\\GAS\\mestrado\\rbmc\\wmath_csv\\MediasMedicoes_Rad.csv"];
      |importa
radial = dados[[1]];
 $\mu$  = Mean[radial]
      |média
 $\sigma$  = MeanDeviation[radial]
      |desvio médio
var = Variance[radial]
      |variância
 $\mathcal{H}$  = DistributionFitTest[radial, NormalDistribution[ $\mu$ ,  $\sigma$ ], "HypothesisTestData", SignificanceLevel  $\rightarrow$  0.05]
      |teste de ajuste de distribuição      |distribuição normal      |nível de significância
```

1.93946

0.541717

0.479444

HypothesisTestData [

Type: DistributionFitTest

p-Value: 1.33×10^{-15}

Test: CramerVonMises

Test statistic: 6.55

Data: Univariate

Conclusion: The null hypothesis that the data is distributed according to the NormalDistribution[1.93946, 0.541717] is rejected at the 5. percent level based on the Cramér-von Mises test.

$\mathcal{H}$ ["TestDataTable", All]

|tudo

Statistic P-Value

Anderson-Darling	50.0908	0.
Baringhaus-Henze	31.851	2.3026×10^{-13}
Cramér-von Mises	6.54614	1.33227×10^{-15}
Jarque-Bera ALM	470.39	0.
Mardia Combined	470.39	0.
Mardia Kurtosis	12.6611	9.71228×10^{-37}

Mardia Skewness 306.947 1.00975×10^{-68}

Pearson χ^2 399.77 2.26251×10^{-61}

Shapiro-Wilk 0.942832 1.1553×10^{-25}

```
Show[Histogram[radial, Automatic, "ProbabilityDensity"],
|mostra |histograma |automático
Plot[PDF[ $\mathcal{H}$ ["FittedDistribution"], x], {x, 0, 5}, PlotStyle -> Thick]]
|gráfico |função de densidade de probabilidade |estilo do gráfico |espesso
```

[Created with the Wolfram Language](#)

Teste para Distribuição Rayleigh

```
dados = Import["C:\\GAS\\mestrado\\rbmc\\wmath_csv\\MediasMedicoes_Rad.csv"];
|importa
```

```
radial = dados[[1]];
```

```
 $\mu$  = Mean[radial]
|média
```

```
1.93946
```

```
 $\sigma$  = MeanDeviation[radial]
|desvio médio
```

```
0.541717
```

```
var = Variance[radial]
```

|variância

```
0.479444
```

```
H = DistributionFitTest[radial, RayleighDistribution[σ], "HypothesisTestData",
|teste de ajuste de distribuição |distribuição de Rayleigh
SignificanceLevel → 0.05]
|nível de significância
```

```
HypothesisTestData [
```

Type: DistributionFitTest

p-Value: 1.27×10^{-14}

Test: CramerVonMises

Test statistic: 504.

Data: Univariate

Conclusion: The null hypothesis that the data is distributed according to the RayleighDistribution[0.541717] is rejected at the 5. percent level based on the Cramér-von Mises test.

```
H["TestDataTable", All]
```

|tudo

Statistic P-Value

Anderson-Darling 6242.28 0.

Cramér-von Mises 504.34 1.26565×10^{-14}

Pearson χ^2 1777. $1.76109167225362.954589770191005 \times 10^{-348}$

```
Show[Histogram[radial, Automatic, "ProbabilityDensity"],
|mostra |histograma |automático
```

```
Plot[PDF[H["FittedDistribution"], x], {x, 0, 5}, PlotStyle → Thick]
```

|gráfico |função de densidade de probabilidade |estilo do gráfico |espesso

[Created with the Wolfram Language](#)

Teste para Distribuição Exponencial

```
dados = Import["C:\\GAS\\mestrado\\rbmc\\wmath_csv\\MediasMedicoes_Rad.csv"];
      |  
      |importa
```

```
radial = dados[[1]];
```

```
 $\mu$  = Mean[radial]  
      |  
      |média
```

```
1.93946
```

```
 $\sigma$  = MeanDeviation[radial]  
      |  
      |desvio médio
```

```
0.541717
```

```
var = Variance[radial]  
      |  
      |variância
```

```
0.479444
```

```
 $\lambda$  = 1 /  $\mu$ 
```

```
0.515608
```

```

 $\mathcal{H}$  = DistributionFitTest[radial, ExponentialDistribution[ $\lambda$ ], "HypothesisTestData",
  |teste de ajuste de distribuição |distribuição exponencial
  SignificanceLevel  $\rightarrow$  0.05]
  |nível de significância

```

HypothesisTestData [Type: DistributionFitTest
 p-Value: 7.77×10^{-16}
 Test: CramerVonMises
 Test statistic: 73.
 Data: Univariate
 Conclusion: The null hypothesis that the data is distributed according to the ExponentialDistribution[0.515608] is rejected at the 5. percent level based on the Cramér-von Mises test.

```

 $\mathcal{H}$ ["TestDataTable", All]
  |tudo

```

Statistic P-Value

Anderson-Darling 359.732 0.

Cramér-von Mises 72.9756 7.77156×10^{-16}

Pearson χ^2 2234.23 $6.26325214288024.954589770191005 \times 10^{-446}$

```

Show[Histogram[radial, Automatic, "ProbabilityDensity"],
  |mostra |histograma |automático
  Plot[PDF[ $\mathcal{H}$ ["FittedDistribution"], x], {x, 0, 5}, PlotStyle  $\rightarrow$  Thick]]
  |gráfico |função de densidade de probabilidade |estilo do gráfico |espesso

```

[Created with the Wolfram Language](#)

Teste para Distribuição Gamma

```

dados = Import["C:\\GAS\\mestrado\\rbmc\\wmath_csv\\MediasMedicoes_Rad.csv"];
      |importa

radial = dados[[1]];

 $\mu$  = Mean[radial]
      |média

1.93946

 $\sigma$  = MeanDeviation[radial]
      |desvio médio

0.541717

var = Variance[radial]
      |variância

0.479444

 $\lambda = 1 / \mu$ 

0.515608

 $\alpha = \text{Mean[radial]} * \text{Mean[radial]} / \text{Variance[radial]}$ 
      |média      |média      |variância

7.84555

 $\beta = \text{Variance[radial]} / \text{Mean[radial]}$ 
      |variância      |média

0.247205

 $\mathcal{H}$  = DistributionFitTest[radial, GammaDistribution[ $\alpha$ ,  $\beta$ ], "HypothesisTestData", SignificanceLevel -> 0.05]
      |teste de ajuste de distribuição      |distribuição gama      |nível de significância

```

HypothesisTestData

Type: DistributionFitTest

p-Value: 0.0933

Test: CramerVonMises

Test statistic: 0.358

Data: Univariate

Conclusion: The null hypothesis that the data is distributed according to the GammaDistribution[7.84555, 0.247205] is not rejected at the 5. percent level based on the Cramér-von Mises test.

 $\mathcal{H}$ ["TestDataTable", All]

[tudo]

Statistic P-Value

Anderson-Darling 3.13007 0.0235214

Cramér-von Mises 0.358446 0.0932804

Pearson χ^2 107.052 2.93587×10^{-8}

Show[Histogram[radial, Automatic, "ProbabilityDensity"], Plot[PDF[$\mathcal{H}$ ["FittedDistribution"], x], {x, 0, 5}, PlotStyle → Thick]]

[mostra [histograma]

[automático]

[gráfico [função de densidade de probabilidade]

[estilo do gráfico [espesso]

[Created with the Wolfram Language](#)

**APÊNDICE C – CÓDIGO-FONTE DA ANÁLISE ESTATÍSTICA DA VARIAÇÃO
DOS PARÂMETROS α E β DA DISTRIBUIÇÃO GAMA NO
WOLFRAM MATHEMATICA 10**

Distribuição Gamma – Alteração de Parâmetros

```
dados = Import["C:\\GAS\\mestrado\\rbmc\\wmath_csv\\MediasMedicoes_Rad.csv"];
      |importa

radial = dados[[1]];

 $\mu$  = Mean[radial]
      |média

1.93946

 $\sigma$  = MeanDeviation[radial]
      |desvio médio

0.541717

var = Variance[radial]
      |variância

0.479444

 $\alpha 0$  = Mean[radial] * Mean[radial] / Variance[radial]
      |média      |média      |variância

7.84555

 $\beta 0$  = Variance[radial] / Mean[radial]
      |variância      |média

0.247205
```

Parâmetros α e β alterados a partir de mudanças na esperança (em função da variação do número de satélites)

Variação do valor da esperança em 10%

$$\alpha_1 = \frac{(1.1 * \text{Mean}[\text{radial}]) * (1.1 * \text{Mean}[\text{radial}])}{\text{Variance}[\text{radial}]}$$

|média
|média
|variância

9.49311

$$\beta_1 = \frac{\text{Variance}[\text{radial}]}{(1.1 * \text{Mean}[\text{radial}])}$$

|variância
|média

0.224732

Variação do valor da esperança em 20%

$$\alpha_2 = \frac{(1.2 * \text{Mean}[\text{radial}]) * (1.2 * \text{Mean}[\text{radial}])}{\text{Variance}[\text{radial}]}$$

|média
|média
|variância

11.2976

$$\beta_2 = \frac{\text{Variance}[\text{radial}]}{(1.2 * \text{Mean}[\text{radial}])}$$

|variância
|média

0.206004

Variação do valor da esperança em 30%

$$\alpha_3 = \frac{(1.3 * \text{Mean}[\text{radial}]) * (1.3 * \text{Mean}[\text{radial}])}{\text{Variance}[\text{radial}]}$$

|média
|média
|variância

13.259

$$\beta_3 = \frac{\text{Variance}[\text{radial}]}{(1.3 * \text{Mean}[\text{radial}])}$$

|variância
|média

0.190158

Variação do valor da esperança em 40%

$$\alpha_4 = \frac{(1.4 * \text{Mean}[\text{radial}]) * (1.4 * \text{Mean}[\text{radial}])}{\text{Variance}[\text{radial}]}$$

|média
|média
|variância

15.3773

$$\beta_4 = \frac{\text{Variance}[\text{radial}]}{(1.4 * \text{Mean}[\text{radial}])}$$

|_____| |_____|
variância média

0.176575

Variação do valor da esperança em 50%

$$\alpha_5 = (1.5 * \text{Mean}[\text{radial}]) * (1.5 * \text{Mean}[\text{radial}]) / \text{Variance}[\text{radial}]$$

|_____| |_____| |_____|
média média variância

17.6525

$$\beta_5 = \frac{\text{Variance}[\text{radial}]}{(1.5 * \text{Mean}[\text{radial}])}$$

|_____| |_____|
variância média

0.164803

Gráficos das distribuições Gamma para as variações de esperança

Plot[{PDF[GammaDistribution[a0, b0], x], PDF[GammaDistribution[a1, b1], x], PDF[GammaDistribution[a2, b2], x], PDF[GammaDistribution[a3, b3], x], PDF[GammaDistribution[a4, b4], x], PDF[GammaDistribution[a5, b5], x]} // Evaluate, {x, 0, 5}]

Parâmetros α e β alterados a partir de mudanças na variância (em função piora do canal - maior dispersão)

Variação do valor da variância em 10%

$$\alpha_6 = \frac{\text{Mean}[\text{radial}] * \text{Mean}[\text{radial}]}{(1.1 * \text{Variance}[\text{radial}])}$$

|média
|média
|variância

7.13232

$$\beta_6 = \frac{(1.1 * \text{Variance}[\text{radial}])}{\text{Mean}[\text{radial}]}$$

|variância
|média

0.271925

Variação do valor da variância em 20%

$$\alpha_7 = \frac{\text{Mean}[\text{radial}] * \text{Mean}[\text{radial}]}{(1.2 * \text{Variance}[\text{radial}])}$$

|média
|média
|variância

6.53796

$$\beta_7 = \frac{(1.2 * \text{Variance}[\text{radial}])}{\text{Mean}[\text{radial}]}$$

|variância
|média

0.296646

Variação do valor da variância em 30%

$$\alpha_8 = \frac{\text{Mean}[\text{radial}] * \text{Mean}[\text{radial}]}{(1.3 * \text{Variance}[\text{radial}])}$$

|média
|média
|variância

6.03504

$$\beta_8 = \frac{(1.3 * \text{Variance}[\text{radial}])}{\text{Mean}[\text{radial}]}$$

|variância
|média

0.321366

Variação do valor da variância em 40%

$$\alpha_9 = \frac{\text{Mean}[\text{radial}] * \text{Mean}[\text{radial}]}{(1.4 * \text{Variance}[\text{radial}])}$$

|média
|média
|variância

5.60396

$$\beta_9 = \frac{(1.4 * \text{Variance}[\text{radial}])}{\text{Mean}[\text{radial}]}$$

|variância
|média


```
radial = dados[[1]];
```

```
 $\mu$  = Mean[radial]  
      [média]
```

```
1.93946
```

```
 $\sigma$  = StandardDeviation[radial]  
      [desvio padrão]
```

```
0.692419
```

```
var = Variance[radial]  
      [variância]
```

```
0.479444
```

$$\alpha_0 = \frac{\mu^2}{\sigma^2}$$

```
7.84555
```

$$\beta_0 = \frac{\sigma^2}{\mu}$$

```
0.247205
```

Parâmetros α e β alterados a partir de mudanças na esperança (em função da variação do número de satélites)

Variação 2 vezes o valor da esperança (média) e 2 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{1ED} = \frac{(2 \times \mu)^2}{(2 \times \sigma)^2}$$

7.84555

$$\beta_{1ED} = \frac{(2 \times \sigma)^2}{(2 \times \mu)}$$

0.49441

Variação 3 vezes o valor da esperança (média) e 2 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{2ED} = \frac{(3 \times \mu)^2}{(2 \times \sigma)^2}$$

17.6525

$$\beta_{2ED} = \frac{(2 \times \sigma)^2}{(3 \times \mu)}$$

0.329607

Variação 4 vezes o valor da esperança (média) e 2 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{3ED} = \frac{(4 \times \mu)^2}{(2 \times \sigma)^2}$$

31.3822

$$\beta_{3ED} = \frac{(2 \times \sigma)^2}{(4 \times \mu)}$$

0.247205

Variação 5 vezes o valor da esperança (média) e 2 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{4ED} = \frac{(5 \times \mu)^2}{(2 \times \sigma)^2}$$

49.0347

$$\beta_{4ED} = \frac{(2 \times \sigma)^2}{(5 \times \mu)}$$

0.197764

Variação 6 vezes o valor da esperança (média) e 2 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{5ED} = \frac{(6 \times \mu)^2}{(2 \times \sigma)^2}$$

70.6099

$$\beta_{5ED} = \frac{(2 \times \sigma)^2}{(6 \times \mu)}$$

0.164803

Gráficos das distribuições Gamma para as variações de esperança

```
Plot[{PDF[GammaDistribution[α0, β0], x], PDF[GammaDistribution[α1ED, β1ED], x], PDF[GammaDistribution[α2ED, β2ED], x], PDF[GammaDistribution[α3ED, β3ED], x], PDF[GammaDistribution[α4ED, β4ED], x],
PDF[GammaDistribution[α5ED, β5ED], x]} // Evaluate, {x, 0, 15}]
```

Show [%23, ImageSize → Large]

[mostra [tamanho da im... grande]

Parâmetros α e β alterados a partir de mudanças na variância (em função piora do canal - maior dispersão)

Variação 2 vezes o valor da esperança (média) e 3 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{6ED} = \frac{(2 \times \mu)^2}{(3 \times \sigma)^2}$$

3.48691

$$\beta_{6ED} = \frac{(3 \times \sigma)^2}{(2 \times \mu)^2}$$

1.11242

Variação 2 vezes o valor da esperança (média) e 4 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{7ED} = \frac{(2 \times \mu)^2}{(4 \times \sigma)^2}$$

1.96139

$$\beta_{7ED} = \frac{(4 \times \sigma)^2}{(2 \times \mu)^2}$$

1.97764

Variação 2 vezes o valor da esperança (média) e 5 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{8ED} = \frac{(2 \times \mu)^2}{(5 \times \sigma)^2}$$

1.25529

$$\beta_{8ED} = \frac{(5 \times \sigma)^2}{(2 \times \mu)^2}$$

3.09006

Variação 2 vezes o valor da esperança (média) e 6 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{9ED} = \frac{(2 \times \mu)^2}{(6 \times \sigma)^2}$$

0.871728

$$\beta_{9ED} = \frac{(6 \times \sigma)^2}{(2 \times \mu)}$$

4.44969

Variação 2 vezes o valor da esperança (média) e 7 vezes o erro (desvio padrão)

$$\alpha_{10ED} = \frac{(2 \times \mu)^2}{(7 \times \sigma)^2}$$

0.640453

$$\beta_{10ED} = \frac{(7 \times \sigma)^2}{(2 \times \mu)}$$

6.05652

Gráficos das distribuições Gamma para as variações do desvio padrão (erro)

```
Plot[{PDF[GammaDistribution[α0, β0], x], PDF[GammaDistribution[α6ED, β6ED], x], PDF[GammaDistribution[α7ED, β7ED], x], PDF[GammaDistribution[α8ED, β8ED], x], PDF[GammaDistribution[α9ED, β9ED], x],
PDF[GammaDistribution[α10ED, β10ED], x]} // Evaluate, {x, 0, 10}]
```

Show[%40, ImageSize → Large]

[mostra [tamanho da im... grande]

[Created with the Wolfram Language](#)