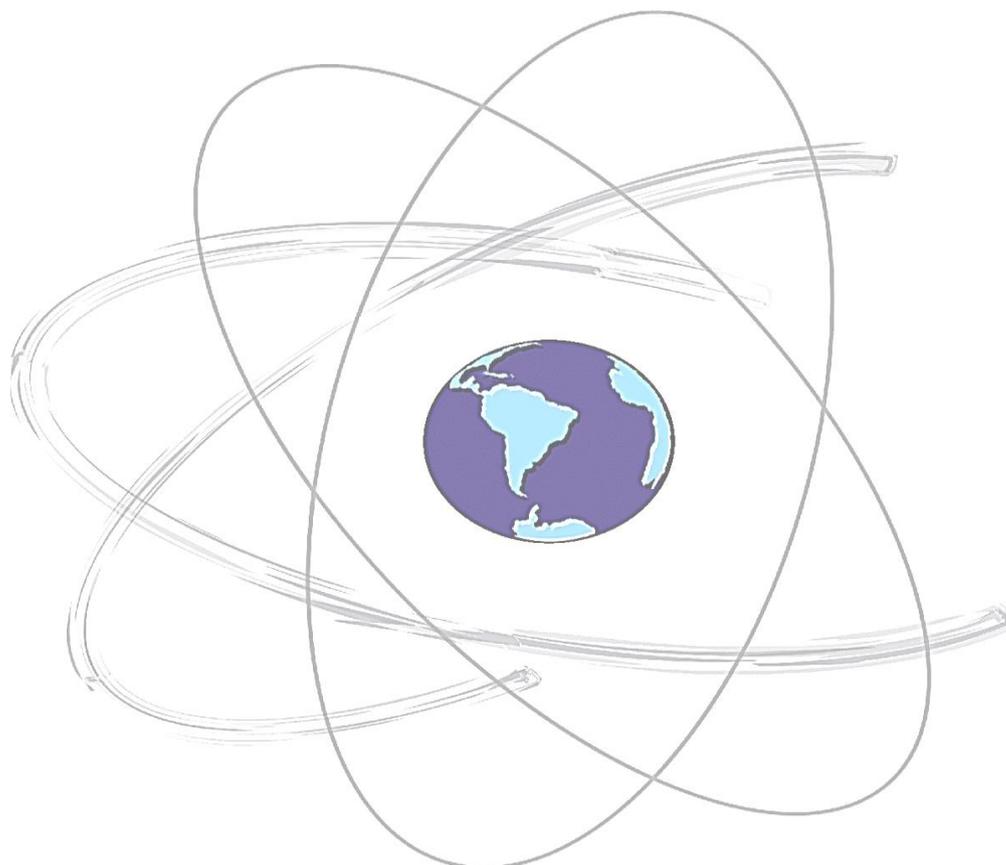




UNESP – UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
FACULDADE DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS GRADUAÇÃO EM CIÊNCIAS CARTOGRÁFICA

WEVERTON DA COSTA SILVA

**GBAS: FUNDAMENTOS, SIMULAÇÕES E ANÁLISES DE DISPONIBILIDADE
EM FUNÇÃO DO SIGMA VIG**



Presidente Prudente/SP

2020

WEVERTON DA COSTA SILVA

**GBAS: FUNDAMENTOS, SIMULAÇÕES E ANÁLISES DE DISPONIBILIDADE
EM FUNÇÃO DO SIGMA VIG**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Ciências Cartográficas da Faculdade de Ciências e Tecnologia da Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho” (UNESP), campus de Presidente Prudente/SP, para a obtenção do título de Mestre em Ciências Cartográficas.

Orientador: Prof. Dr. João Francisco Galera Monico

Presidente Prudente/SP

2020

S586g	Silva, Weverton da Costa GBAS: fundamentos, simulações e análises de disponibilidade em função do Sigma VIG. / Weverton da Costa Silva. -- Presidente Prudente, 2020 103 p. Dissertação (mestrado) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Ciências e Tecnologia, Presidente Prudente Orientador: João Francisco Galera Monico 1. Posicionamento GNSS. 2. Aviação. 3. Integridade. 4. Sistemas de aumento. I. Título.
-------	---

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Faculdade de Ciências e Tecnologia, Presidente Prudente. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

TÍTULO DA DISSERTAÇÃO: *GBAS: Fundamentos, simulações e análises de disponibilidade em função do Sigma VIG*

AUTOR: WEVERTON DA COSTA SILVA

ORIENTADOR: JOÃO FRANCISCO GALERA MONICO

Aprovado como parte das exigências para obtenção do Título de Mestre em CIÊNCIAS CARTOGRÁFICAS, área: Aquisição, Análise e Representação de Informações Espaciais pela Comissão Examinadora:

Prof. Dr. JOÃO FRANCISCO GALERA MONICO

Departamento de Cartografia / Faculdade de Ciências e Tecnologia de Presidente Prudente

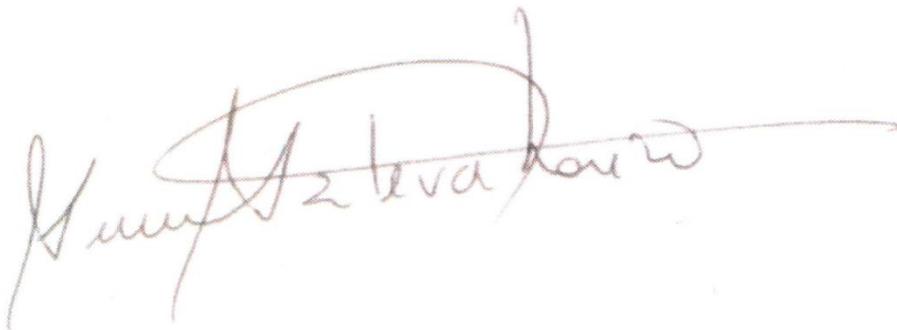
Prof. Dr. EMANOEL PAIVA DE OLIVEIRA COSTA (**PARTICIPAÇÃO VIA VIDEOCONFERÊNCIA**)

Rio de Janeiro / Pontifícia Universidade Católica

Prof. Dr. VINICIUS AMADEU STUANI PEREIRA (**PARTICIPAÇÃO VIA VIDEOCONFERÊNCIA**)

Campus Santa Helena / Universidade Tecnológica Federal do Paraná

Presidente Prudente, 05 de junho de 2020



DADOS CURRICULARES

Weverton da Costa Silva

Nascimento 15/03/1985 – Coronel Fabriciano, MG

Filiação Lindomar Sarmiento da Silva
Maria do Carmo Costa e Silva

2011 – 2017 Graduação
Bacharelado em Engenharia de Agrimensura e Cartográfica
Universidade Federal Rural do Rio de Janeiro – UFRRJ, campus Seropédica

2018 – 2020 Pós-Graduação
Mestrado em Ciências Cartográficas
Faculdade de Ciências e Tecnologia – Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho” – UNESP, campus Presidente Prudente

AGRADECIMENTOS

Gratidão a Deus pelo dom da vida em plenitude e cuidar daqueles que amamos para que possamos ter tranquilidade e concentração em nossos propósitos.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) - Código de Financiamento 001 (Processo 88882.433942/2019-01) durante o período de 24 meses e do Projeto Ionosphere Studies (Project Agreement 2019-GT-141) por 3 meses da pesquisa.

Ao meu orientador Prof. João Francisco Galera Monico, fonte de inspiração por sua trajetória nas ciências geodésicas, e por abrir as portas no PPGCC se colocando à disposição para me orientar, além prover recursos para o desenvolvimento da pesquisa.

Agradeço ao Programa de Pós Graduação em Ciências Cartográficas (PPGCC) da FCT - UNESP pela infraestrutura fundamental para o desenvolvimento deste trabalho, além do conhecimento compartilhado por professores e demais colegas pós graduandos, em especial à turma 2018-I.

Agradeço a empresa IACIT pela parceria, cessão de dados utilizados nesta pesquisa e por compartilhar conhecimentos acerca dos softwares PEGASUS EUROCONTROL. Em especial agradeço a Cesar Herrera, Kátia Mayer, Juan e Paulo.

Ao Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia “Tecnologia GNSS no Suporte à Navegação Aérea” (INCT GNSS-NavAer, processos CNPq n° 465648/2014-2, FAPESP n° 2017/50115-0 e CAPES n° 88887.137186/2017-00), no qual essa pesquisa faz parte e utilizou da infraestrutura, pesquisadores, softwares e bibliografia deste INCT.

Agradeço aos amigos do Laboratório de Geodésia Espacial (LGE), Ítalo, Rafael, Rogério e Claudinei pela amizade, ajudas, discussões e dicas que contribuíram na realização desta pesquisa e de outras atividades realizadas durante o Mestrado.

Ao amigo Caio gratidão por tantos momentos de alegrias e dificuldades compartilhados em nossa casa. Às amigas Viviane e Mariana pela parceria e amizade construída durante disciplinas que cursamos.

Agradeço à banca examinadora composta pelo Prof. Dr. Emanuel Costa (PUC-Rio) e Prof. Dr. Vinicius Amadeu Stuaní Pereira (UTFPR) pelas contribuições e avaliações da pesquisa.

Agradeço a minha namorada Camila, pelo companheirismo, incentivo, compreensão das minhas ausências e me oferecer carinho e refúgio quando o necessário era descansar das atividades. A meus pais (Lindomar e Maria do Carmo), meu irmão Tiago, e familiares toda a educação, amor e incentivo irrestrito que sempre tiveram comigo.

RESUMO

O GBAS (*Ground – Based Augmentation System*) é um sistema de navegação desenvolvido para a aviação, e é utilizado em aproximações de precisão e pouso de aeronaves. Baseia-se em estações GNSS (*Global Navigation Satellite System*) terrestre que fornecem correções para a melhoria da acurácia e integridade da navegação. Em alguns aeroportos do mundo, o GBAS vem sendo utilizado em substituição ao ILS (*Instrument Landing System*), que é um sistema de navegação que auxilia as aeronaves na aproximação e pouso. O ILS tem o alcance de cobrir somente uma cabeceira de pista, de modo que seu uso necessita que sejam instalados dispendiosos equipamentos de radiofrequência dentro e fora do aeroporto na direção da cabeceira de cada pista. Já o GBAS apresenta como uma de suas vantagens, a utilização de apenas uma estação para monitorar e oferecer serviço de aproximação e pouso para todas as pistas do aeroporto. Porém, em regiões equatoriais e de baixa latitude (-20° a 20°), como o Brasil, as irregularidades da ionosfera é um dos fatores que limitam o GBAS a alcançar os requisitos de desempenho estabelecidos nas normas da aviação civil. A variabilidade da ionosfera, no contexto do GBAS é representada pelo parâmetro Sigma VIG (σ_{vig}), que consiste na incerteza do gradiente ionosférico vertical. A realização de pesquisas investigando cenários de variações da ionosfera pode ser relevante para compreender sua influência sobre a disponibilidade na aproximação de precisão com GBAS. Assim este trabalho tem a finalidade de apresentar fundamentos do posicionamento GBAS, bem como avaliar a performance no contexto de uma simulação GBAS utilizando as ferramentas implementadas no software PEGASUS EUROCONTROL. A partir de dados GNSS de estações de referência foram analisadas o desempenho das principais funcionalidades do Subsistema de Solo e Aeronave para cinco cenários de Sigma VIG. No experimento realizado, a acurácia horizontal de 1,8 m e vertical de 3,2 m, cumpre o requisito de performance para aproximação de precisão CAT I. Entretanto, a simulação GBAS mostrou o risco de perda integridade e disponibilidade da componente vertical para a CAT-I, à medida que se aumentou o valor de σ_{vig} , além da influência causada pelas mudanças de geometria dos satélites. Os cenários de σ_{vig} de 4 e 8mm/km tiveram percentual de disponibilidade para CAT-I, na componente vertical, de 96,5% e 99,99% do período analisado. Nos cenários de σ_{vig} de 12, 16 e 20 mm/km houve a perda de integridade com os níveis de proteção superando os limites de alerta vertical.

Palavras chave: aproximação de precisão, correções de pseudodistância, erros de posição, níveis de proteção, integridade.

ABSTRACT

GBAS (Ground-Based Augmentation System) is a navigation system developed for aviation and is used in precision approach and aircraft landing. It is based on terrestrial GNSS (Global Navigation Satellite System) stations that provide corrections to improve navigation accuracy. At some airports in the world, GBAS has been used to replace the ILS (Instrument Landing System), which is a navigation system that assists aircraft in approaching and landing. ILS has the scope to cover only one runway head, so its use requires expensive radio frequency equipment to be installed inside and outside the airport towards the head of each runway. GBAS, on the other hand, presents as one of its advantages, the use of only one station to monitor and offer approach and landing services for all runways at the airport. However, in equatorial and low latitude regions (-20° to 20°), such as Brazil, ionospheric irregularities are one of the factors that limit GBAS to achieve the performance requirements established in civil aviation standards. The variability of the ionosphere, in the context of GBAS, is represented by the parameter Sigma VIG (σ_{vig}), which consists of the uncertainty of the vertical ionospheric gradient. The realization of research investigating scenarios of variations in the ionosphere may be relevant to understand its influence on the operability in the precision approach with GBAS. Thus, this work aims to present the fundamentals of GBAS positioning, as well as to evaluate performance in the context of a GBAS simulation using the tools implemented in the PEGASUS EUROCONTROL software. Using GNSS data from reference stations, the performance of the main functionalities of the Soil and Aircraft Subsystem was analyzed for five σ_{vig} scenarios. In the experiment carried out, the horizontal accuracy of 1.8 m and vertical of 3.2 m, fulfills the operational requirement for the CAT I precision approach. However, the GBAS simulation showed the risk of loss of integrity and availability in the vertical component for CAT-I, as the σ_{vig} value was increased, in addition to the influence caused by changes in satellite geometry. The σ_{vig} scenarios of 4 and 8 mm/km had a percentage of operability for CAT-I, in the vertical component, of 96.5% and 99.99% of the analyzed period. For the 12, 16, and 20 mm/km σ_{vig} scenarios there was a loss of integrity with protection levels exceeding the vertical alert limits.

Keywords: precision approach, pseudorange corrections, position errors, protection levels, integrity.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Representação do Sistema de Radionavegação NDB	22
Figura 2 Representação da orientação radial determinada pelo VOR.....	23
Figura 3 Exemplo da estrutura do sistema de radionavegação VOR em Stuttgart (Alemanha)	23
Figura 4 Representação dos componentes do ILS.....	24
Figura 5 Representação das categorias de aproximação de precisão	25
Figura 6 Representação de procedimento navegação convencional e com RNAV	25
Figura 7 Parâmetros de qualidade para aplicação do GNSS na aviação	30
Figura 8 Infraestrutura do SBAS dos EUA (WAAS).....	33
Figura 9 Estrutura do GBAS	35
Figura 10 Exemplo de conteúdo de Mensagens Tipo 1 transmitida pela estação GBAS do Aeroporto Internacional Newark Libert – New Jersey (USA)	41
Figura 11 Exemplo de Mensagem Tipo 2 transmitida pelo Aeroporto do Galeão – Rio de Janeiro (Brasil)	42
Figura 12 Exemplo de monitoramento da integridade para GBAS.....	45
Figura 13 Representação do gradiente ionosférico.....	52
Figura 14 Configuração do método Station-Pair para estimativa do gradiente ionosférico.	53
Figura 15 Configuração do método Time-Step para estimativa do gradiente ionosférico ...	54
Figura 16 Standard plot de representação da integridade.....	58
Figura 17 Componentes do segmento de aproximação final.....	59
Figura 18 Desvio lateral e vertical para o segmento de aproximação final.....	60
Figura 19 Configuração de execução do Módulo CAP.....	64
Figura 20 Configuração para execução do Módulo GGC	65
Figura 21 Configuração dos parâmetros de entrada para execução do Módulo GNSS Solution.....	66
Figura 22 Localização das estações GNSS referência utilizadas no experimento	68
Figura 23 Localização da estação de GNSS para simulação da aeronave.....	69
Figura 24 Principais etapas envolvidas na simulação GBAS.....	70
Figura 25 Progressão do número de Ciclo Solar e ocorrência de manchas solares.....	73
Figura 26 Curvas de intensidade de tempestades geomagnéticas (Dst) para os dias avaliados	74
Figura 27 Estimativas de σ_{gnd} e GAD para a simulação de GBAS	76

Figura 28 Correção de pseudodistância decorrentes das estações de referência.....	77
Figura 29 Ângulo de elevação dos satélites para o Rec 4	78
Figura 30 Parâmetros de integridade B-Values por satélites e estação de referência	79
Figura 31 PRC e B-Values para os satélites PRN 2, 10, 13 e 26	80
Figura 32 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 4 mm/km	81
Figura 33 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 8 mm/km	82
Figura 34 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 12 mm/km	83
Figura 35 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 16 mm/km	83
Figura 36 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 20 mm/km	84
Figura 37 Comparação do VPL de acordo com o σ_{vig} adotado e a influência da geometria de satélites	85
Figura 38 Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal usando σ_{vig} de 4 mm/km.....	86
Figura 39 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 4 mm/km.....	87
Figura 40 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 8 mm/km.....	88
Figura 41 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 12 mm/km.....	89
Figura 42 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 16 mm/km.....	89
Figura 43 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 20 mm/km.....	90
Figura 44 Erros de posicionamento para os métodos GBAS, PPS smoothed, e PPS unsmoothed.....	91

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 Categoria de aproximação de precisão para uso do ILS	24
Tabela 2 Requisitos de desempenho de GNSS para navegação aérea	31
Tabela 3 Tipos de mensagens GBAS	36
Tabela 4 Mensagem do Tipo 1	40
Tabela 5 Mensagem Tipo 2	41
Tabela 6 Mensagem Tipo 2	43
Tabela 7 Parâmetros do GAD para satélites GPS.....	47
Tabela 8 Parâmetros do AAD para satélite GPS	50
Tabela 9 Coordenadas geodésicas das estações de referência.....	71
Tabela 10 Configurações de processamento do GGC	72
Tabela 11 Desempenho dos PEs e PLs em relação aos requisitos operacionais para CAT-I	84
Tabela 12 Percentual de incremento para o σ_{vig} de 4 mm/km em relação aos níveis de proteção	85
Tabela 13 Percentual de incremento para o σ_{vig} de 4 mm/km em relação aos níveis de proteção	92

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AAD	Airborne Accuracy Designator
AAIM	Aircraft Autonomous Integrity Monitoring
ABAS	Aircraft-Based Augmentation System
ADF	Automatic Direction Finder
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AL	Alert Limit
APV	Approach with Vertical Guidance
CAP	Compute Accuracy Prediction
CAT	Category Approach Type
CDGPS	Canada Wide Differential GPS
CW	Course Width
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
DGNSS	Differential GNSS
DH	Decision Height
DQM	Data Quality Monitoring
EUROCAE	EUROpean Organization for Civil Aviation Equipament
EUROCONTROL	European Organization for the Safety of Air Navigation
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service
FAA	Federal Aviation Administration
FAS	Final Approach Segment
FCT	Faculdade de Ciência e Tecnologia
FD	Fault Detection
FDE	Fault Detection and Exclusion
FPAP	Flight Path Alignment Point
FTP	Fictitious Threshold Point
GAD	Ground Accuracy Designator
GAGAN	GPS Aided GEO Augmented Navigation
GAST	GBAS Approach Service Type
GCID	GBAS Continuity Integrity Designator
GGC	Generate GBAS Corrections
GBAS	Ground-Based Augmentation System
GLONASS	Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema

GLS	GBAS Landing Service
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPA	Glide Slope Angle
GPIP	Glide Path Intercept Point
GPS	Global Positioning System
GRAS	Ground-Based Regional Augmentation System
HAL	Horizontal Alert Limit
HMI	Hazardously Misleading Information
HPE	Horizontal Protection Error
HPL	Horizontal Protection Level
ICAO	International Civil Aviation Organization
ILS	Instrument Landing System
INCT GNSS-NavAer	Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia: “Tecnologia GNSS no Suporte à Navegação Aérea”
IPP	Ionospheric Pierce Point
IRNSS	Indian Regional Navigation Satellite System
Kffmd	Fault-Free Missed Detection
LAAS	Local Area Augmentation System
LPV	Lateral Precision Approach with Vertical Guidance
LTP	Landing Threshold Point
MARS	Modular Analysis and Research System
MDE	Measure Distance Equipament
MI	Misleading Information
MMR	Multi Mode Receiver
MOPS	Minimum Operation Performance Specifications
MQM	Measurement Quality Monitoring
MRCC	Multi Receiver Consistency Check
MSAS	MSAT Satellite-Based Augmentation System
MT	Message Type
NDB	Non-Directional Beacon
NPA	Non-Precision Approach
PEGASUS	Prototype EGNOS GBAS Analysis System Using SAPPHIRE
PBN	Performance Based Navigation
PDOP	Positioning Dilution of Precision

PE	Position Error
PL	Protection Level
PPS	Posicionamento por Ponto Simples
PRC	Pseudorange Correction
PRN	Pseudo Random Noise
QZSS	Quase-Zenith Satellite System
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitoring
RMS	Root Mean Square
RNAV	Air Navegation
RNP	Requeriment Navigation Performance
ROM	Receiver Operation Monitoring
RRC	Range Rate Correction
RPDS	Reference Path Data Selector
RSDS	Reference Station Data Selector
SA	Selective Availability
SARP	International Standards and Recommended Practices
SBAS	Satellite-Based Augmentation System
SNR	Signal Noise Ratio
TC	Tropospheric Correction
TEC	Total Electron Content
TU	Tempo Universal
UNESP	Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”
UTC	Universal Time Coordinated
VAL	Vertical Alert Limit
VCCM	VHF Channel Communication Monitoring
VDB	VHF Data Broadcast
VOR	VHF Omnidirectional Range Radio
VHF	Very High Frequency
VIG	Vertical Ionospheric Gradient
VPL	Vertical Protection Level
WAAS	Wide Area Augmentation System
WDGNSS	Wide Area Differential GNSS

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	17
1.2 Objetivo Geral	19
1.3 Objetivos Específicos	19
1.4 Justificativa.....	19
1.5 Conteúdo da Dissertação	20
2. VISÃO GERAL DA NAVEGAÇÃO AÉREA CONVENCIONAL E DA BASEADA EM PERFORMANCE.....	21
2.1 Non Directional Beacon – NDB	21
2.2 VHF Omnidirectional Range Radio – VOR.....	22
2.3 Instrument Landing System – ILS.....	23
2.4 Definições e procedimentos da navegação baseada em performance	25
3 GNSS NA NAVEGAÇÃO AÉREA	27
3.2 Sistema de aumento GNSS.....	31
3.2.1 ABAS	32
3.2.2 SBAS	32
3.3.3 GBAS	33
4 NAVEGAÇÃO E POSICIONAMENTO COM GBAS	35
4.1 Subsistema de Solo.....	35
4.1.1 Geração de correções de diferenciais no GBAS.....	36
4.2 Subsistema da Aeronave.....	44
4.3. Monitores e parâmetros de integridade no domínio das observações	44
4.3.1 Parâmetros de desempenho do Subsistema de Solo	46
4.3.2 Parâmetro B-Value do MRCC.....	47
4.3.3 Precisão da estação de controle principal (máster).....	48
4.3.4 Parâmetros de desempenho do Subsistema da Aeronave.....	49
4.4 Monitoramento de erros residuais atmosféricos	50
4.4.1 Determinação do Gradiente Ionosférico.....	51
4.5 Determinação da posição da aeronave.....	54
4.6 Níveis de Proteção para Aproximação de Precisão	56
4.6.1 Representação da Integridade	58
4.7 Serviço de aproximação de precisão	59
4.8 Estado da Arte	60
5 PEGASUS EUROCONTROL.....	63

5.1 Módulo Compute Accuracy Prediction – CAP	63
5.2 Módulo <i>Generate GBAS Corrections</i> – GGC	64
5.3 Módulo GNSS Solution.....	66
6 EXPERIMENTOS DE SIMULAÇÃO DE GBAS.....	68
6.1 Estimativa de parâmetros de acurácia do subsistema de solo	70
6.2 Geração de mensagens para a simulação de GBAS	71
6.3 Determinação do posicionamento e parâmetros de integridade com o GBAS	74
7 RESULTADOS E DISCUSSÕES	76
7.1 Estimativas de σ_{gnd} e GAD	76
7.2 Conteúdo de Mensagens GBAS estimadas	77
7.3 Resultados no domínio das posições	80
7.4 Análise de integridade da simulação GBAS.....	86
7.5 Análise de desempenho do GBAS e PPS	90
8 CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES	93
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	96
APÊNDICE A – Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal usando σ_{vig} de 8 mm/km.....	100
APÊNDICE B – Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal usando σ_{vig} de 12 mm/km.....	101
APÊNDICE C – Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal usando σ_{vig} de 16 mm/km.....	102
APÊNDICE D – Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal usando σ_{vig} de 20 mm/km.....	103

1. INTRODUÇÃO

Nas últimas décadas, o transporte aéreo vem experimentando um crescimento tanto no número de passageiros quanto na movimentação de cargas. De acordo com a Agência Nacional de Aviação Civil – ANAC (2018), desde 2010, o transporte aéreo tem sido o principal modal usado por passageiros em viagens interestaduais no Brasil. Em 2008, o transporte rodoviário tinha uma participação neste mercado de 56,1% contra 43,9% do aeroviário. Já em 2017, a participação do modal aéreo foi de 67,5%, enquanto o rodoviário foi de 32,5%. Essa crescente demanda pela utilização desse modal requer investimento em tecnologias para melhoria do gerenciamento do tráfego aéreo nos aeroportos.

Atualmente o ILS (*Instrument Landing System*) é o principal equipamento utilizado na maioria dos aeroportos brasileiros para suporte em operações de aproximação de precisão e pouso de aeronaves. Trata-se de uma tecnologia convencional baseada em equipamentos de radiofrequência e sinalizadores instalados em cada cabeceira de pista do aeroporto (PAMPLONA, 2014).

O GBAS (*Ground – Based Augmentation System*) é um sistema de aumento desenvolvido para melhoria da navegação GNSS (*Global Navigation Satellite System*) aplicado na aviação. É utilizado em aproximações de precisão e pouso de aeronaves. Nesse sistema um conjunto de estações GNSS de referência (geralmente 4), fornecem correções para a aeronave aplicar em seu posicionamento, com o propósito de melhoria da acurácia e auxiliar nas operações de voo. Em comparação ao ILS, o GBAS possibilita de uma única estação oferecer as rotas de aproximação para todas as pistas do aeroporto (PULLEN, 2017).

Na literatura pode-se encontrar trabalhos ressaltando essa tendência de substituição do ILS pelo GBAS, como em Felux et al. (2013) que apresenta experimentos comparando o desempenho de voos utilizando ILS e GBAS para aproximação de precisão, no qual a performance do GBAS foi superior à ILS quanto ao erro posicional em ambos sistemas.

A EUROCONTROL (*European Organization for the Safety of Air Navigation*) desenvolveu um software chamado PEGASUS (*Prototype EGNOS and GBAS Analysis System Using SAPPHIRE*) que foi utilizado em experimentos reportados por Lipp et al. (2005). Esteves (2007) avaliando a performance do GBAS no modo estático para o Aeroporto de Lisboa (Portugal), obteve acurácia (com probabilidade de 95%) de 0,54 m e 0,63 m para HPE e VPE, respectivamente, enquanto o HPL foi de 6,63 m e o VPL de 10.13 m (com probabilidade de 99%). Segundo Esteves (2007), nessa pesquisa o GBAS alcançou disponibilidade de 99,6% no período avaliado para a CAT-I.

Resultados satisfatórios também foram encontrados por Gaglione e Vultaggio (2006) utilizando o PEGASUS para GBAS para CAT-I, em modo estático, no Aeroporto de Linate em Milão (Itália). A Acurácia para HPE e VPE foi 0,5 m e 0,7 m (respectivamente). Para os níveis de proteção HPL e VPL, a pesquisa de Gaglione e Vultaggio (2006) obteve 4,4 m e 8,5m, respectivamente, que propiciou 100% de disponibilidade para CAT-I.

Porém, em regiões de alta densidade e instabilidade ionosférica, a utilização do GBAS pode ser comprometida pela degradação da acurácia sofrida pelos sinais GNSS nessa camada da atmosfera, como aponta os estudos de Pereira (2018). Além disso, o GBAS foi certificado pela ICAO (*International Civil Aviation Organization*) para operar utilizando observáveis de pseudodistância, apenas do sistema GPS (*Global Positioning System*) na frequência L1, o que inviabiliza a realização da combinação linear de observáveis livre de ionosfera, que poderia reduzir este efeito sistemático. Alguns trabalhos como de Felux et al. (2017) e Feuerle et al. (2017) destacam a relevância da dupla frequência para o monitoramento e mitigação dos efeitos ionosféricos no GBAS, utilizando a terceira frequência do GPS (L5), e satélites do sistema Galileo, que se tornou operacional nesta década.

Em relação ao uso do GBAS no Brasil, destaca-se o trabalho de Pereira (2018) que indica limitações na utilização deste sistema em alguns aeroportos internacionais do país. A determinação dos parâmetros do modelo de risco ionosférico avaliado por Pereira (2018), indicou restrições de uso do GBAS para os aeroportos estudados. Estas restrições se aplicam, inclusive ao Aeroporto do Galeão, situado no Rio de Janeiro – RJ, que é o único que dispõe de infraestrutura GBAS no Brasil, mas não certificada pelos órgãos da aviação, devido à suscetibilidade aos efeitos da ionosfera.

Pesquisas no território brasileiro, sob condições de bolhas ionosféricas equatoriais podem ser em Yoon et al. (2017) e Yoon et al. (2019) e evidenciam esta dificuldade do GBAS em atender requisitos de disponibilidade para a CAT-I com gradientes ionosféricos superiores a 600 mm/km.

Diante da dificuldade de uso do GBAS no Brasil, considera-se que há espaço para estudos adicionais a respeito da utilização dessa tecnologia, com uma abordagem voltada para a análise de desempenho do posicionamento, visando a categoria de aproximação de precisão CAT-I e simulando cenário de variações do gradiente ionosférico vertical.

Assim, este trabalho tem por finalidade avaliar a performance de aplicação GBAS e seus componentes utilizando as ferramentas implementadas no software PEGASUS EUROCONTROL. A partir de dados GNSS de estações de referência, foram analisadas as principais funcionalidades dos Subsistemas de Solo e Aeronave, bem como o desempenho

do posicionamento quanto a erros de posição, níveis de proteção e disponibilidade em 5 cenários simulados do gradiente ionosférico vertical.

1.2 Objetivo Geral

Avaliar a performance de uma estação GBAS simulada e sua disponibilidade diante de cenários de Sigma VIG.

1.3 Objetivos Específicos

Tem-se os seguintes objetivos específicos para esse trabalho:

- Analisar a performance do posicionamento GBAS em relação a seus erros de posição;
- Avaliar a integridade e disponibilidade do GBAS para a aplicação de aproximações de precisão usando os indicadores HPL (*Horizontal Protection Level*) e VPL (*Vertical Protection Level*) decorrentes do posicionamento GBAS;
- Analisar o impacto dos gradientes ionosféricos no desempenho do GBAS e cumprimento de requisitos para a aproximação de precisão CAT-I.
- Comparar a performance do GBAS em relação aos posicionamentos autônomos.

1.4 Justificativa

Este trabalho faz parte do escopo de pesquisas do Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia: *Tecnologia GNSS no Suporte à Navegação Aérea – “INCT GNSS – NavAer”*, que foi instituído em 2017 pelo Ministério de Ciência e Tecnologia para o desenvolvimento de pesquisas sobre a temática de controle e gerenciamento de tráfego aéreo.

No âmbito do INCT GNSS – NavAer algumas das vertentes de pesquisas tem como finalidade investigar o impacto da ionosfera no posicionamento GNSS. Como já mencionado, o fato de o território brasileiro estar situado em região de grande instabilidade ionosférica, torna relevante a realização de pesquisa de posicionamento GNSS, principalmente voltado para o uso do GBAS, que vem sendo utilizado na navegação aérea para dar suporte às operações de aproximação de precisão e pouso.

Em alguns aeroportos dos EUA, Alemanha, França e Japão, o uso do GNSS para auxiliar no pouso e aproximação de aeronaves vem gradativamente substituindo equipamentos convencionais. No Brasil, o fato do Aeroporto do Galeão não conseguir certificação para operar usando um GBAS, requer da comunidade científica mais investigações a respeito desse sistema de navegação, considerando que experiências realizadas em outros países mostraram que o GBAS é mais eficiente que o ILS utilizado atualmente nos aeroportos brasileiros.

1.5 Conteúdo da Dissertação

A dissertação está dividida em 8 capítulos. No capítulo 2 é apresentado uma descrição teórica de alguns dos equipamentos utilizadas pela aviação convencional, bem como da navegação baseada em performance. O capítulo 3 descreve as principais características do posicionamento baseado em satélites GNSS e sua inserção na navegação aérea através dos sistemas de aumento ABAS, SBAS, GBAS e GRAS. Já o capítulo apresenta a fundamentação teórica com os modelos matemáticos do sistema de aumento GBAS baseada no *Minimum Operational Performance Specifications* (MOPS) descrita nas normas: ED114A (da EUROCAE) e DO-253 da RTCA.

No quinto capítulo é apresentado as principais funcionalidades para a realização de simulações de GBAS implementadas no software PEGASUS desenvolvido pela EUROCONTROL. O capítulo 6 da dissertação mostra os detalhes dos 5 cenários e a etapas das simulações de GBAS realizadas

No sétimo capítulo são apresentados os resultados das simulações de GBAS, bem como uma análise da performance de cada cenário. Por fim, o trabalho apresenta as principais conclusões e aprendizados propiciados pela pesquisa, além da proposição de outras investigações científicas que podem ser explorados em trabalhos futuros.

2. VISÃO GERAL DA NAVEGAÇÃO AÉREA CONVENCIONAL E DA BASEADA EM PERFORMANCE

O desenvolvimento da aviação pode ser considerado um marco no século XX, principalmente pela agilidade proporcionada no deslocamento entre localidades utilizando aeronaves. Os avanços da aviação podem ser analisados não só pela evolução das aeronaves, mas também pelo desenvolvimento de equipamentos de auxílio a localização e orientação das fases de voo.

A navegação aérea, nos seus primórdios, foi marcada pela realização de voos durante o dia, pois elementos visuais da superfície terrestre como estradas, rios, vegetação e montanhas eram utilizados como referência. Por outro lado, alguns recursos como bússolas, altímetros, barômetros, mapas rodoviários e cartas aeronáuticas fazem parte da infraestrutura de equipamentos utilizada como suporte na localização e orientação dos voos (PAMPLONA, 2014).

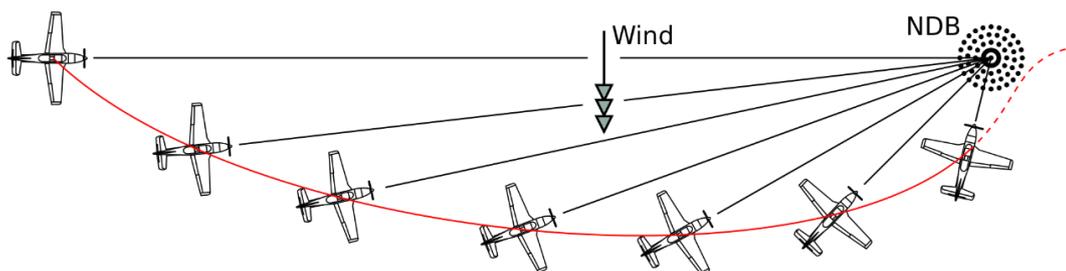
Porém, este tipo de navegação baseada em elementos visuais apresenta graves problemas quando as condições meteorológicas não são favoráveis. Assim, aos poucos, foram sendo incorporados outros equipamentos para minimizar essas limitações da aviação. A adoção de luzes de balizamento na pista de pouso e o uso de faróis de iluminação são outros avanços do final da década de 1920, apontados por Medeiros (2010); Pamplona (2014) como importantes para realização de voos noturnos e diminuição da dependência visual da navegação aérea.

Conforme Portilho e Bukzem (2015), a década 1930 é relevante para o desenvolvimento de sistemas de navegação, devido ao surgimento da radionavegação. A seguir serão apresentados alguns destes sistemas utilizados pela aviação para dar suporte às aeronaves quanto a localização e orientação.

2.1 Non Directional Beacon – NDB

O Radio Farol Não Direcional, tradução do termo em inglês de *Non-Directional Beacon* – NDB, corresponde a um conjunto de estações de rádio farol instalados em solo, em intervalos de 10 a 15 milhas, capaz de fornecer rumo para a aeronave durante o voo, através de *flashes* luminosos (PORTILHO e BUKZEM, 2015). As estações NDB emitem luzes que indicam a aerovia a ser seguida (Figura 1), a posição e o caminho de descida para o pouso, além de transmitir informações para o piloto em Código Morse.

Figura 1 Representação do Sistema de Radionavegação NDB



Fonte: Adaptado de <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:NDB_Homingcrp.svg>
Acesso: 20 jan. 2020

Sinais de média frequência polarizados verticalmente são transmitidos pelas estações NDB para todas as direções a partir da origem de transmissão, de denominação de não direcionais. A bordo da aeronave outro equipamento (Radio Compass, ou ADF - *Automatic Direction Finder*) tem a finalidade de sintonizar nas frequências das estações transmissoras dos radio faróis para obter as direções das aerovias e outras informações de solo.

2.2 VHF Omnidirectional Range Radio – VOR

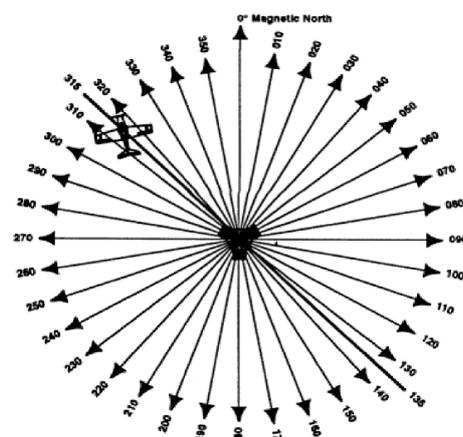
O VOR é um equipamento desenvolvido após a Segunda Guerra Mundial, que utiliza ondas de rádio na faixa de alta frequência, VHF (*Very High Frequency*), com a finalidade de fornecer orientação de rotas para as aeronaves, e principalmente auxiliar em operações de pouso e decolagem (PORTILHO e BUKZEM, 2015).

O princípio de funcionamento do VOR prevê que uma estação terrestre emita dois sinais referenciados em direções magnéticas: um sinal variável para varredura de 360 graus; e outro sinal de referência omnidirecional. Os sinais são comparados pelo receptor da aeronave e uma diferença de fase entre eles é medida, fornecendo uma posição radial precisa da aeronave (CORREIA, 1997).

Conforme Portilho e Bukzem (2015), devido à emissão de ondas na faixa de alta frequência VHF, o VOR pode minimizar problemas relacionados à qualidade de transmissão e interferências causadas por fenômenos atmosféricos. Além disso, possibilita a navegação aérea em direções predeterminadas e disponíveis em um ângulo completo de 360° de direções magnéticas.

O VOR é posicionado nas proximidades da pista de pouso do aeroporto, na direção do eixo longitudinal (Figura 2), e segundo Pamplona (2014), geralmente funciona conjuntamente com outro equipamento encarregado de medir a distância até a aeronave chamado *Measuring Distance Equipment* – MDE. Estrategicamente, estações podem ser instaladas entre os aeroportos para auxiliar na orientação das rotas de voo (Figura 3).

Figura 2 Representação da orientação radial determinada pelo VOR



Fonte: Disponível em <[http:// www.rvs.uni-bielefeld.de](http://www.rvs.uni-bielefeld.de)> Acesso: 20 jan. 2020.

Figura 3 Exemplo da estrutura do sistema de radionavegação VOR em Stuttgart (Alemanha)



Fonte: Disponível em <<https://commons.wikimedia.org/wiki/File:VOR-TGO-12-2009.jpg>> Acesso: 20 jan. 2020.

2.3 Instrument Landing System – ILS

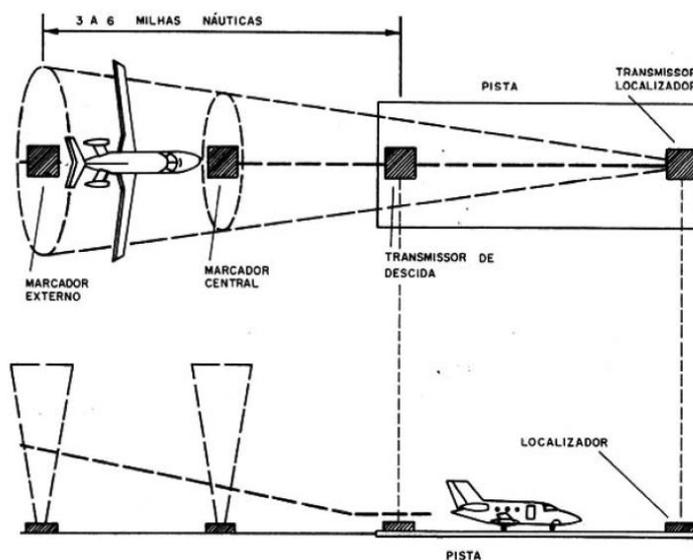
Outro sistema que faz parte do conjunto de instrumentos de radionavegação desenvolvidos para a aviação é o sistema de pouso por instrumentos, ILS, utilizado em grande parte dos aeroportos modernos, por permitir a aproximação e pouso de precisão das aeronaves sob condições de baixa visibilidade da pista (PAMPLONA, 2014).

O princípio de funcionamento do ILS consiste na emissão de ondas eletromagnéticas de altas frequência (VHF), que auxiliam a aeronave a se alinhar ao centro longitudinal da pista, bem como indicar um caminho de descida até o pouso (INSTITUTO NCB, 2017). A infraestrutura do ILS (Figura 4) deve ser instalada em cada cabeceira de pista, sendo constituída dos seguintes transmissores:

- *Localizer*: emite sinais responsáveis por direcionar a aeronave ao centro da pista, sendo geralmente instalados à distância de aproximadamente 300 m do prolongamento da pista;

- *Glide slope*: tem a finalidade de emitir sinais que indicam a trajetória de descida da aeronave. A inclinação desse caminho até o pouso deve ser de 3 graus;
- *Marker Beacon*: marcadores (geralmente dois ou três), instalados ao longo da extensão da linha central da pista para dar a indicação da distância em relação à cabeceira da pista. São usados com o equipamento ILS para dar informações de distâncias e de pontos de referência.

Figura 4 Representação dos componentes do ILS



Fonte: Instituto NCB (2017).

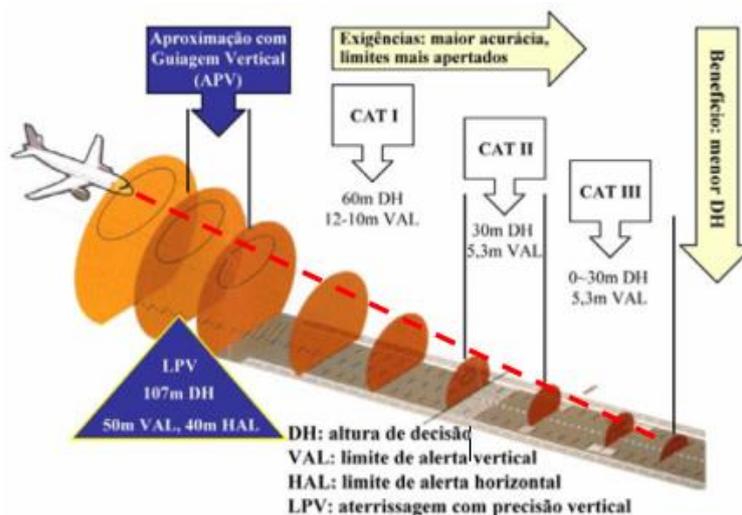
Como dito anteriormente, a finalidade do ILS é dar suporte à aproximação de precisão, definida a partir de procedimentos realizados para que a descida da aeronave ocorra de forma segura, baseada nos limites de erros da orientação horizontal e vertical, visibilidade da pista e altura de decisão (do inglês, *Decision Height – DH*), conforme a Figura 5. A DH consiste na menor distância acima da pista que permite o piloto tomar a decisão de continuar ou arremeter o voo. Conforme a ICAO (2007) pode-se definir as seguintes categorias de aproximação de precisão, descritas na Tabela 1.

Tabela 1 Categoria de aproximação de precisão para uso do ILS

Categoria de Aproximação de Precisão (<i>Category Approach Type – CAT</i>)		DH	Visibilidade da pista
CAT I		Maior que 60 m	Entre 800 e 550 m
CAT II		Entre 60 e 30 m	Entre 550 e 300 m
CAT III	A	Menor que 30 m	Entre 300 e 175 m
	B	Menor que 15 m	Entre 175 e 50 m
	C	sem altura de decisão e limite de visibilidade da pista	

Fonte: Adaptado de ICAO (2007).

Figura 5 Representação das categorias de aproximação de precisão



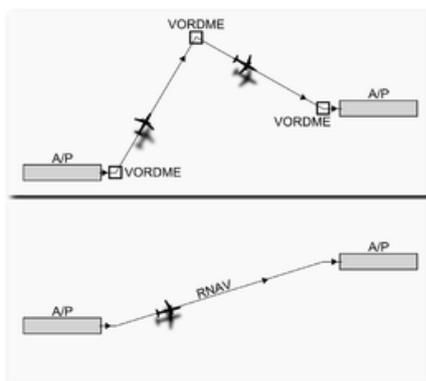
Fonte: Adaptado de Lee (2005)

2.4 Definições e procedimentos da navegação baseada em performance

Os sistemas e equipamentos apresentados nas seções anteriores são caracterizados pela dificuldade de navegação direta, isto é, do ponto de saída ao ponto de chegada. A Figura 6 exemplifica essa situação, mostrando trajetória de aeronave passando por *waypoints* que representam uma estação VOR/DME, que direciona a aeronave até o fim do voo. Este tipo de condição aumenta a rota realizada pela aeronave.

Segundo Pamplona (2014), a partir da década de 1970, com o desenvolvimento de computadores de navegação a bordo da aeronave e equipamentos como Radar Doppler, LORAN, Inercial VOR/DME e GNSS tornou-se possível realizar a Navegação de área, ou *Area Navigation* (RNAV), possibilitando cobertura do sistema de navegação para uma trajetória direta de voo, como mostra a Figura 6.

Figura 6 Representação de procedimento navegação convencional e com RNAV



Fonte: < https://commons.wikimedia.org/wiki/File:VORDME_vs_RNAV_model.PNG >

Acesso: 20 jan. 2020.

Medeiros (2010) afirma que o sistema RNAV possibilita a integração de dados de diversos de origens: meteorológicos, de referências inerciais, radionavegação e satélites, além da base de dados existente utilizada para executar tarefas de navegação, monitoramento e controle do plano de voo.

O desenvolvimento do GNSS, nas décadas de 1980 e 1990, permitiu grandes avanços na aviação e a realização de procedimentos mais precisos e baseados em requisitos de performance das operações executadas pela navegação num determinado espaço aéreo. Segundo Medeiros (2010), este conjunto de requisitos pode ser chamado de *Requeriment Navigation Performance* (RNP). O sistema RNP é similar ao RNAV, porém suas funcionalidades têm a capacidade de monitorar o desempenho da aeronave durante o voo e alertar quando necessário, que significa estabelecer a condição de operar com mais segurança.

Com a consolidação dos sistemas RNAV e RNP, a *International Civil Aviation Organization* (ICAO), a definiu especificações para a navegação considerando o desempenho através do conceito de *Performance Based Navigation* (PBN). O conceito PBN determinado pela ICAO (2013a), especifica que os parâmetros de desempenho dos sistemas RNAV e RNP da aeronave sejam definidos quanto a precisão, integridade, continuidade e disponibilidade, necessárias para as operações propostas no contexto de um conceito de espaço aéreo específico. As definições destes parâmetros de desempenho serão destacadas na seção 3.1.

De acordo com a ICAO (2013a), o conceito de PBN envolve três componentes: infraestrutura, especificações e aplicação. No Manual PBN elaborado pela ICAO, pode-se encontrar informações relacionados aos tipos de sensores, especificações, procedimentos e requisitos de desempenho necessários para a implementação.

3 GNSS NA NAVEGAÇÃO AÉREA

A capacidade de realizar navegação a nível global com alta performance, aliada ao custo, tamanho e flexibilidade dos receptores GNSS são fatores apontados por Pullen (2017), que tornaram o GNSS uma solução atraente para implementação em algumas operações da aviação, como a aproximação de precisão.

O desenvolvimento das constelações de satélites artificiais para fins de posicionamento e navegação, iniciou-se a partir da década de 1980 e proporcionou melhoria na acurácia para a navegação e determinação da posição (MONICO, 2008; LANGLEY et al., 2017). Atualmente, o sistema de cobertura global de navegação por satélite chamada GNSS é composto pelas seguintes constelações de satélites operacionais: GPS (*Global Positioning System*, desenvolvido pelos Estados Unidos), GLONASS (*GLObal'naya NAvigatsionnaya Sputnikovaya Sistema*, criado pela Rússia), Galileo (sistema de navegação desenvolvido pela União Europeia) e BeiDou (sistema criado pela China). Ainda fazem parte do GNSS os sistemas de alcance regional como QZSS (*Quasi-Zenith Satellite System*, de cobertura do Japão) e IRNSS (*Indian Regional Navigation Satellite System* desenvolvido pela Índia), além dos sistemas de aumento. Em Langley et al. (2017), pode-se encontrar detalhes sobre cada um dos sistemas de navegação que compõe o GNSS citado acima.

O princípio do posicionamento por satélite prevê que a posição de um usuário pode ser determinada, a partir da medição de distância satélite/usuário (receptor), usando no mínimo 4 satélites visíveis para determinar a posição tridimensional, conforme um referencial adotado. O uso de no mínimo 4 satélites é necessário porque, além da posição (X, Y, Z ou latitude, longitude e altitude) também deve-se calcular a variável tempo, decorrente da ausência de sincronismo entre o relógio dos satélites e dos receptores (usuários) (MONICO, 2008; LANGLEY et al., 2017).

Conforme Monico (2008) os sinais emitidos pelos satélites GNSS realizam a medição dos seguintes tipos de observáveis: a pseudodistância, a fase da onda portadora, variação do *Doppler* e SNR (*Signal-Noise Ratio*), sendo que as duas primeiras são diretamente utilizadas para a determinação da posição, velocidade e tempo.

A pseudodistância é a medida da distância, em metros, na direção satélites/receptor determinada pela multiplicação do tempo de propagação do sinal (diferença do instante de transmissão sinal do satélite e o instante de recepção do usuário) pela velocidade luz no vácuo, com precisão da ordem de metros. Já a fase da onda portadora é medida de batimento, em ciclos, calculada pela diferença de fases dos sinais enviado pelo satélite (no instante de transmissão) e a replica gerado pelo receptor (usuário) no instante de recepção do sinal. A

fase é mais precisa que a pseudodistância podendo, alcançar precisão milimétrica (MONICO, 2008, HOFMANN-WELLENHOF et al., 2008). O modelo funcional das observáveis pseudodistância e fase da onda portadora são apresentadas nas Equações 1 e 2, respectivamente:

$$PD_i = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + T_r^s + I_i + M_{P_i} + b_{r,P_i} - b_{P_i}^s + \varepsilon_{P_i} \quad (1)$$

$$\Phi_i = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + T_r^s - I_i + M_{\Phi_i} + \lambda_i N_i + b_{r,\Phi_i} - b_{\Phi_i}^s + \varepsilon_{\Phi_i} \quad (2)$$

onde: ρ_r^s é a distância geométrica do centro de fase da antena do receptor até o satélite considerando o instante de recepção e transmissão do sinal; c é a velocidade da luz no vácuo; dt_r é o erro de relógio do receptor; dt^s é o erro de relógio do satélite; T_r^s é atraso troposférico na direção satélite-receptor; I_i representa o efeito ionosférico para a frequência i ; M_{P_i} e M_{Φ_i} são respectivamente o efeito de multicaminho para pseudodistância e fase da onda portadora; b_{r,P_i} e $b_{P_i}^s$ são os *bias* ou atraso de hardware para o receptor e satélite considerando a pseudodistância; b_{r,Φ_i} e $b_{\Phi_i}^s$ correspondem ao *bias* ou atraso de hardware para o receptor e satélite considerando a fase da onda portadora numa frequência; λ_i é o comprimento de onda da frequência; N_i é a ambiguidade da frequência i ; ε_{P_i} e ε_{Φ_i} são os demais erros não modelados para a pseudodistância e fase, respectivamente.

3.1 Parâmetros de qualidade e desempenho para uso do GNSS na aviação

A aplicação do GNSS na navegação aérea, considerando o conceito de PBN necessita do atendimento aos seguintes parâmetros de desempenho e qualidade (Figura 7), conforme Farnworth (2017):

- **Acurácia:** é a medida que determina o erro de posição a partir da diferença entre a posição estimada e a posição verdadeira ou tomada como referência, que deverá ocorrer com uma certa probabilidade em qualquer instante no tempo. Na navegação aérea essa probabilidade de repetibilidade da acurácia é de 95%;
- **Integridade:** é a medida da confiança que se pode ter quanto à acurácia da posição. A integridade inclui também a capacidade do sistema em fornecer avisos (alertas) de eventos fortuitos quando a acurácia requerida não é atingida. Por meio desse parâmetro, é possível realizar um monitoramento da posição e dos sinais, definindo limites de tolerância de erros máximos do sistema;
- **Continuidade:** é a medida de probabilidade que determina a capacidade do sistema para executar sua função sem interrupções não programadas durante a operação pretendida, mantendo a acurácia e a integridade. Os requisitos de continuidade

variam conforme a densidade de tráfego aéreo: de um valor mais baixo para o espaço aéreo em rota de baixa densidade de tráfego, até um valor mais alto para áreas com alta densidade de tráfego e complexidade do espaço aéreo, onde uma falha pode afetar muitas aeronaves; e

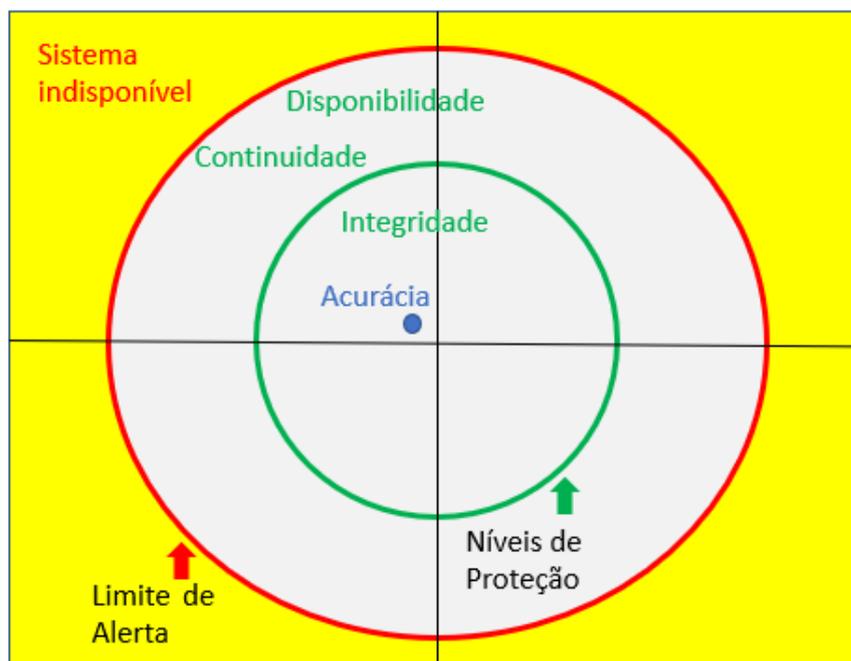
- Disponibilidade: é definido como a probabilidade de tempo de funcionamento do sistema de navegação mantendo a acurácia, integridade e continuidade dentro da área de cobertura especificada e de acordo com a operação pretendida.

Segundo Zhu et al. (2018), a integridade é o parâmetro que por sua capacidade de avisar sobre eventos que ameaçam o desempenho requerido do sistema de navegação, permite monitorar situações em que o sistema poderá ser utilizado. Da integridade derivam quatro subparâmetros:

- Limite de Alerta (*Alert Limit – AL*): representa o maior erro de posição permitido para operação segura, conforme as componentes, horizontal (HAL) e vertical (VAL);
- Risco de Integridade (*Integrity Risk*): probabilidade de fornecer um sinal fora da tolerância sem avisar o usuário em um determinado período;
- Tempo para Alertar (*Time to Alert – TTA*): é o tempo máximo permitido desde o início de uma falha de posicionamento até o equipamento anunciar o alerta;
- Nível de Proteção (*Protection Level – PL*): limite de erro estatístico calculado de modo a garantir que o erro da posição (Position Error – PE), não o exceda.

Conforme Lee (2005), os requisitos de desempenho do posicionamento GNSS aplicado na aviação pode ser entendido através da Figura 7. Os erros de posição (acurácia) devem ser inferiores aos níveis de proteção para garantir a integridade. A continuidade e disponibilidade é mantida quando acurácia e os níveis de proteção são inferiores ao limite de alerta determinado para uma das etapas de voo.

Figura 7 Parâmetros de qualidade para aplicação do GNSS na aviação



Fonte: Adaptado de Lee, (2005)

Os parâmetros e especificações que regulamentam o uso do GNSS na aviação civil estão presentes no documento intitulado *International Standards and Recommended Practices – SARP* (ICAO, 2007). A Tabela 2 apresenta os valores de desempenho a serem atingidos para utilização do GNSS nas seguintes etapas do voo: durante a rota, em fase terminal para o pouso, aproximação não precisa (NPA – *Non-Precision Approach*); decolagem; aproximação lateral de precisão com orientação vertical (LPV – *Lateral Precision Approach with Vertical Guidance*); aproximação com orientação vertical-I (APV-I – *Approach with Vertical Guidance-I*); APV-II; aproximação de precisão categoria-I (CAT-I – *Precision Approach Category – I*; CAT-II; CAT-III).

Tabela 2 Requisitos de desempenho de GNSS para navegação aérea

Tipo de operação	Acurácia horizontal (95%)	Acurácia vertical (95%)	HAL	VAL	Integridade	Continuidade	Disponibilidade	Tempo para alerta
Em rota	3700 m	Não aplicável	7408 m	Não aplicável	$1 - 1 * 10^{-7}/h$	$1 - 1 * 10^{-4}/h$ a $1 - 1 * 10^{-8}/h$	0,99 a 0,99999	5 min
Terminal	740 m	Não aplicável	3704 m	Não aplicável	$1 - 1 * 10^{-7}/h$	$1 - 1 * 10^{-4}/h$ a $1 - 1 * 10^{-8}/h$	0,99 a 0,99999	15 s
NPA	220 m	Não aplicável	1852 m	Não aplicável	$1 - 1 * 10^{-7}/h$	$1 - 1 * 10^{-4}/h$ a $1 - 1 * 10^{-8}/h$	0,99 a 0,99999	10 s
APV-I	16 m	20 m	556 m	50 m	$1 - 2 * 10^{-7}$ em qualquer aproximação	$1 - 8 * 10^{-6}/15$ s	0,99 a 0,99999	10 s
APV-II	16 m	8 m	40 m	50 m	$1 - 2 * 10^{-7}$ em qualquer aproximação	$1 - 8 * 10^{-6}/15$ s	0,99 a 0,99999	6 s
CAT-I	16 m	6 a 4 m	40 m	12 a 10 m	$1 - 2 * 10^{-7}$ em qualquer aproximação	$1 - 8 * 10^{-6}/15$ s	0,99 a 0,99999	6 s

Fonte: Adaptado de ICAO (2013b)

3.2 Sistema de aumento GNSS

Embora a acurácia seja uma medida importante que expressa a qualidade do posicionamento, na aviação civil a integridade é um parâmetro de grande relevância e exigência, pois determina a confiabilidade que se pode ter no posicionamento realizado. Conforme se observa na Tabela 2, independente da operação, a probabilidade de perda da integridade na aviação civil deve ser inferior a 10^{-7} , significando que a probabilidade de perda de integridade é 1 a cada 10.000.000 medidas realizadas (PULLEN, 2017).

Assim, para auxiliar no cumprimento dos requisitos de integridade e dos outros parâmetros de qualidade dos sinais GNSS foram desenvolvidos os sistemas de aumento, que fornecem informações adicionais (correções) para melhorar o desempenho dos sistemas de navegação, permitindo que os sinais GNSS sejam usados em operações críticas de segurança, garantindo maior integridade e melhoria na acurácia (HOFMANN-WELLENHOF et al., 2008).

No contexto da aviação civil a ICAO (2013b) define os seguintes sistemas de aumento: ABAS (*Aircraft Based Augmentation System*), SBAS (*Satellite-Based Augmentation System*), GBAS, e GRAS (*Ground-based Regional Augmentation System*).

3.2.1 ABAS

O ABAS pode ser definido como um sistema de aumento baseado em instrumento a bordo da aeronave cuja finalidade é integrar dados GNSS com os da aeronave, visando obter dados mais acurados e confiáveis de sistemas de navegação empregado em operações de voo realizadas por aeronaves (ICAO, 2013b). As duas principais formas de ABAS são as técnicas AAIM (*Aircraft Autonomous Integrity Monitoring*) e RAIM (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*). O AAIM é uma técnica que integra o receptor GPS com entradas de outros sensores *on-board*, como relógios precisos, sistemas de altimetria ou plataformas inerciais.

Conforme Hofmann-Wellenhof et al. (2008), RAIM é a técnica mais comum utilizada pelo ABAS. O algoritmo RAIM tem a função de avaliar a integridade da solução GNSS identificando a presença de erros significativos nas medidas de pseudodistância realizada por um ou mais satélites durante um voo e emitir um alerta de inconsistência.

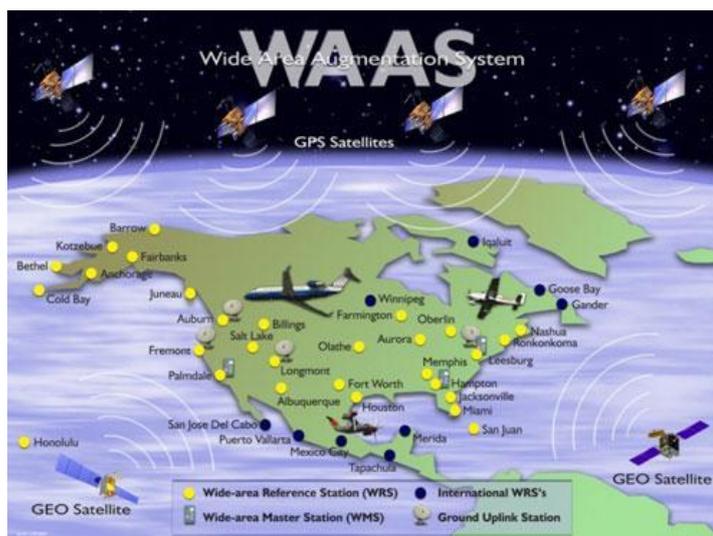
O RAIM é implementado a partir de um algoritmo baseado na estimativa de mínimos quadrados dos resíduos das medidas realizadas pelos satélites. Os algoritmos RAIM mais comuns são capazes de detectar falhas (FD – *Fault Detection*) e exclusão de satélites (FDE – *Fault Detection and Exclusion*). Para executar a FD é necessário o mínimo de 5 satélites, enquanto para a FDE é requerido pelo menos 6 satélites (ICAO, 2013b).

3.2.2 SBAS

Os sistemas de aumento baseado em satélites, constituem serviços de *Wide Area Differential GNSS* (WADGNSS), válidos para uma determinada área de cobertura de proporção continental. Segundo a ICAO (2013b) a infraestrutura do SBAS (Figura 8) é composta por:

- Estações referências equipadas com receptores GNSS, distribuídas pela área de cobertura que coletam dados continuamente para monitorar os sinais dos sistemas de navegação;
- Estações máster responsáveis pelo processamento dos dados das estações de referência e pela geração de mensagens SBAS;
- Estações terrestres (ou *uplink stations*) que enviam as mensagens para os satélites geoestacionários SBAS;
- transponders a bordo dos satélites SBAS para transmissão das mensagens na frequência L1 do GPS; e
- Receptores capazes de rastrear satélites SBAS.

Figura 8 Infraestrutura do SBAS dos EUA (WAAS).



Fonte: FAA, (2016)

Além de correções diferenciais, os serviços SBAS proporcionam informações relativas a erros de órbita, relógio dos satélites e efeitos atmosféricos (troposfera e ionosfera). Estas informações podem melhorar a qualidade dos sinais de navegação, garantindo maior acurácia, integridade, continuidade e disponibilidade. Os principais sistemas SBAS ativos atualmente são: WAAS (*Wide Area Augmentation System*) dos Estados Unidos, o CDGPS (*Canada Wide Differential GPS*) do Canadá, o EGNOS (*European Geostationary Navigation Overlay System*) da Europa, SNAS (*Satellite Navigation Augmentation System*) da China, o SDCM (*System for Differential Correction and Monitoring*) da Rússia, o MSAS (*Multi-functional Satellite Augmentation System*) do Japão e o GAGAN (*GPS Aided Geo Augmented Navigation*) da Índia (FARNWORTH, 2017).

3.3.3 GBAS

O GBAS, é um sistema de aumento GNSS criado para fornecer requisitos de integridade, acurácia, continuidade e disponibilidade, a partir de correções diferenciais provenientes de estações de referência e mensagens de correção transmitidas por antena VHF para o receptor da aeronave habilitado a utilizar as mensagens do GBAS (FAA, 2019).

Utilizando um monitoramento realizado por estações de referência instaladas na proximidade do aeroporto, o GBAS fornece correções para o sistema de navegação baseado no princípio de que o erro das estações terrestres é o mesmo que ocorre na aeronave. Essa condição é válida quando a aeronave está perto da estação terrestre, mas as diferenças aumentam quando a aeronave está mais distante. Além de correções, parâmetros de

integridade e informações para procedimentos de aproximação de precisão também são transmitidas para aeronave (PULLEN, 2017).

O GBAS pode ser considerado uma alternativa aos sistemas tradicionais como ILS utilizado para a aproximação e pouso de precisão. Uma única infraestrutura GBAS é capaz de dar suporte a múltiplas pistas do aeroporto, além de realizar a aproximação em curva, isto é, sem a necessidade de alinhamento ao centro da pista para início dos procedimentos desta operação. Por outro lado, o ILS requer que a aeronave inicialmente se alinhe ao centro da pista, e que em cada cabeceira de pista se tenha a infraestrutura desse sistema para apoiar operações de aproximação e pouso de precisão (PULLEN, 2017).

3.3.4 GRAS

O GRAS é um sistema de aumento proposta originalmente pela Austrália e Suécia, num Grupo de Trabalho do Painel de GNSS da ICAO, para ser uma combinação de SBAS e GBAS (FRISK, 2000). Segundo a ICAO (2007), o GRAS pode ser usado nas seguintes etapas de voo: em rota, em fase terminal, aproximação não precisa, decolagem e aproximação com orientação vertical.

O conceito pressupõe que uma rede de estações de referência terrestres instaladas numa grande área transmitia os sinais GNSS recebido a uma estação máster capaz gerar correção de pseudodistância, parâmetros de integridade e transmiti-los para satélites geostacionários (SBAS) (ICAO, 2013b; FRISK, 2000).

Esses dados gerados pela rede de estações de referência também estão habilitadas a transmitir dados pela VHF Data Broadcast (VDB) do tipo GBAS, de modo que os usuários podem empregar um receptor compatível com GPS/GBAS para obter dados de aumento de GPS para operações de aproximação, decolagem na área terminal e na rota, dependendo da cobertura da rede VHF (FRISK, 2000).

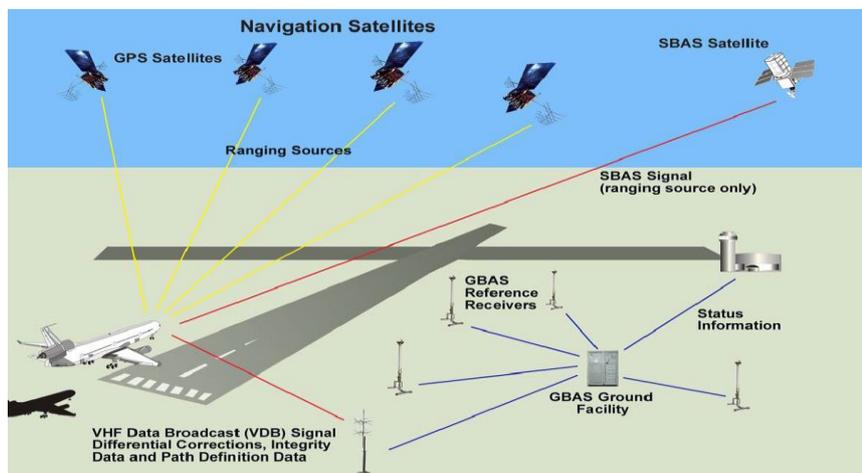
4 NAVEGAÇÃO E POSICIONAMENTO COM GBAS

Como um sistema de aumento GNSS, as principais funções do GBAS são calcular as correções diferenciais a partir das estações GNSS de referência e transmiti-las para que uma aeronave, dotada de receptor a bordo possa realizar um posicionamento mais acurado, que permita o uso do GNSS com confiabilidade e segurança em operações de aproximação de precisão e pouso, mesmo com pouca visibilidade (EUROCAE, 2013).

Conforme a Figura 9, estruturalmente o GBAS pode ser dividido em 3 segmentos: o Subsistema de Solo GBAS, o Subsistema da Aeronave GBAS e o Segmento Espacial GNSS (EUROCAE, 2013).

O Subsistema Espacial GNSS é formada pela constelação de satélites artificiais utilizados para a determinação do posicionamento. Embora atualmente se tenha disponível satélites de diversas constelações como GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou e SBAS, apenas as constelações GPS e GLONASS, de acordo com o SARP, estão autorizadas pela ICAO para utilização na composição do GBAS, usando apenas dados na frequência L1. (ICAO, 2013b).

Figura 9 Estrutura do GBAS



Fonte: ICAO (2013b)

4.1 Subsistema de Solo

O Subsistema de Solo é composto pelas estações GNSS de referência (no mínimo duas), uma estação principal (máster) de processamento e uma estação de transmissão de mensagens. Considerando a necessidade de redundância de dados para garantia da integridade, as estações GNSS de referência são responsáveis pelo fornecimento de dados utilizados pela estação principal para processar as correções diferenciais, determinar a integridade do sistema e calcular rotas de aproximação de precisão. Essas informações processadas pela estação master são enviadas para a estação de transmissão, chamada de

VHF *Data Broadcast* (VDB), que encaminha as mensagens por radiofrequência para o Subsistema da Aeronave (ICAO, 2013; EUROCAE, 2013).

Estas mensagens são identificadas por números e de acordo com o conteúdo que apresentam conforme a Tabela 3:

Tabela 3 Tipos de mensagens GBAS

Tipo de Mensagem	Especificação
0	Em reserva
1	Correções diferenciais de pseudodistâncias
2	Parâmetros de integridade do GBAS
3	Mensagens nulas
4	Dados do Segmento de Aproximação Final (FAS)
5	Disponibilidade prevista da fonte de pseudodistância
6	Reservada
7	Reservada para aplicações nacionais
8	Reservada para testes e aplicações
9 a 100	Vagas - A M11 está reservada para suportar as categorias CAT II e CAT III
101	Correções de pseudodistância para GRAS (<i>Ground Regional Augmentation System</i>)
102 a 255	Vagas

Fonte: EUROCAE (2013).

4.1.1 Geração de correções de diferenciais no GBAS

Como descrito anteriormente, uma das funções do Subsistema de Solo do GBAS é a geração de correções diferenciais. A norma MOPS (*Minimum Operations Performance Standard*) descrita em EUROCAE (2013), estabelece que o número de referência de estações de referência para suporte de serviços de aproximação usando GBAS, deve ser de 2 a 4, para garantir a redundância de observações e a integridade do sistema de acordo com os requisitos de desempenho e segurança para a navegação aérea.

As estações de referência devem situar-se nas proximidades do aeroporto. As recomendações da ICAO (2007) são de que sejam instaladas em locais livre de obstruções, para permitir maior amplitude de recepção de sinais contribuindo para melhoria da geometria de satélites rastreados.

Pullen (2017) também afirma que as localizações das estações de referência devem ser por uma distância suficientemente afastadas para que os erros de multicaminho, decorrentes da reflexão do sinal por obstáculos presentes no entorno aos receptores, sejam estatisticamente independentes (ou aproximadamente). Isso possibilita estabelecer a média

desses erros em condições nominais, facilitando a distinção de medições defeituosas em um único receptor de referência. Conforme Felux et al. (2017), o multicaminho é uma fonte de erro não correlacionado que atinge cada estação de referência de modo diferente e não se cancelam na aplicação do modelo matemático do posicionamento diferencial adotado para o GBAS.

A determinação da posição usando GBAS está baseada no método *Differential GNSS* (DGNSS). O posicionamento diferencial foi desenvolvido como alternativa à Disponibilidade Seletiva (*Selective Availability – SA*) dos sinais GPS que vigorou até 02 maio de 2001. A SA foi uma degradação proposital da estabilidade dos relógios dos satélites e manipulação das efemérides transmitidas com a finalidade de diminuir a acurácia dos usuários civis do GPS, sob a alegação de que a medida era necessária para a segurança norte americana. Na prática, essa degradação acarretava erros nas medidas da pseudodistância que diminuía cerca de 10 vezes a acurácia do posicionamento para os usuários civis. Como afetava apenas o GPS, o posicionamento diferencial é comumente chamado na literatura de DGPS (MONICO, 2008).

A aplicação do método DGNSS prevê a utilização de, pelo menos, 2 receptores, um ocupando uma estação de referência e outro (móvel) estacionado nos pontos de interesse a se determinar o posicionamento. Considerando que as coordenadas da estação de referência são conhecidas, pode-se calcular correções a partir desta estação, através do Posicionamento por Ponto Simples (PPS), utilizando as observáveis de pseudodistância na frequência L1. Tais correções podem ser enviadas para o receptor móvel aplicar na minimização dos efeitos sistemáticos no seu posicionamento (MONICO, 2008). Por meio desta técnica que os efeitos da SA eram corrigidos pelo posicionamento diferencial.

O cálculo das correções diferenciais está baseado na correlação espacial e temporal dos efeitos sistemáticos (ionosféricos, troposféricos, das efemérides e dos relógios dos satélites) que afetam a estação de referência e o móvel. No entanto, alguns erros nas medidas GNSS não podem ser correlacionados como os devidos a multicaminhos e ruídos do receptor (LEE, 2005).

Segundo Seeber (2003), as correções diferenciais pelo método DGNSS podem ser calculadas de três formas: no domínio das coordenadas, no domínio das medidas de pseudodistância, e pelo domínio do vetor estado (*state space*). Na próxima seção será apresentado o processo de geração de correção diferenciais no domínio das pseudodistâncias aplicadas ao GBAS. Mais informações sobre outros dois métodos de cálculo de correções diferenciais podem ser encontrados em Seeber (2003) e Monico (2008).

A combinação das medidas em cada receptor das estações de referência relativas a cada satélite é processada pela estação master GBAS para geração das correções diferenciais, ou na terminologia em inglês e da aviação, *pseudorange corrections* (PRC). Conforme EUROCAE (2013), a equação (3) mostra o modelo matemático de determinação de PRCs no GBAS.

$$PRC_{CSC}(i,j) = R(i,j) - P_{CSC_n}(i,j) - (c * \Delta t_{SV-GPS}(i)) \quad (3)$$

onde:

PRC_{CSC} é a correção de pseudodistância filtrada pela fase do satélite (i) para o receptor (j);
 $R(i,j)$ é distância geométrica entre o satélite e o receptor, coincidente com a Distância Euclidiana dado que a posição do satélite e receptor são conhecidas;

c é a velocidade da luz no vácuo;

P_{CSC_n} é a pseudodistância filtrada pela fase

Δt_{SV-GPS} é o erro de relógio dos satélites calculado a partir de coeficientes presentes nas efemérides transmitidas.

Os termos $R(i,j)$ e Δt_{SV-GPS} não serão demonstrados aqui neste trabalho, mas suas formulações matemáticas podem ser encontradas em PULLEN (2017); EUROCAE (2013); MONICO (2008).

O uso da pseudodistância filtrada pela fase equação (3) é realizada para atenuação do elevado ruído e erros de multicaminho decorrente do uso somente da pseudodistância modulado pela fase na frequência L1 (PULLEN (2017)). A P_{CSC_n} é calculada usando o Filtro de Hatch, conforme equação (4):

$$P_{CSC_n}(i,j) = \alpha P + (1 - \alpha)(P_{CSC_{n-1}} + (\phi_n - \phi_{n-1})) \quad (4)$$

em que:

P_{CSC_n} é a pseudodistância suavizada pela fase no tempo n ;

$P_{CSC_{n-1}}$ é pseudodistância suavizada pela fase no tempo $n-1$;

P é a pseudodistância registrada pelo receptor;

ϕ_n fase da onda portadora no tempo n ;

ϕ_{n-1} fase onda portadora no tempo $n-1$.

α é a função de ponderação do filtro igual ao intervalo de amostragem (T , no mínimo 0.5s), dividido pela constante de tempo (S), de 100 segundos.

A próxima etapa da geração de PRC consiste na remoção do erro do relógio do receptor, que de acordo Pullen (2017); Felux et al. (2017), consiste em um efeito sistemático

não correlacionado. Portanto, afeta de forma diferente cada estação de referência. A equação (5) mostra a remoção do erro de relógio do receptor na correção de pseudodistância:

$$PRC_{SCA}(i, j) = PRC_{CSC}(i, j) - \sum_{i \in S_c} k_i * PRC_{CSC}(i, j) \quad (5)$$

onde:

PRC_{SCA} é a correção de pseudodistância filtrada pela fase, removido o erro de relógio do receptor;

k_i é o fator de ponderação, com $\sum_{i \in S_c} k_i = 1$;

S_c é o conjunto de satélites rastreados por todas as estações de referência

N_c é o número de elementos no conjunto S_c .

A correção de pseudodistância transmitida (PRC_{TX}) para a aeronave equação (6) é determinada pela média das PRC_{SCA} obtidas para satélite i pelas M estações de referência com correções válidas para este satélite:

$$PRC_{TX}(i) = \frac{1}{M(i)} \sum_{i=1, j \in S_i}^{M(j)} PRC_{SCA}(i, j) \quad (6)$$

sendo que:

S_i é o conjunto de receptores com medidas válidas para o satélite i ;

Conforme a EUROCAE (2013), a taxa de variação de correções de pseudodistância transmitidas (RRC), pode ser calculada conforme a equação (7), dividindo a diferença do PRC na época atual (t_k) e na época anterior (t_{k-1}) pelo tempo entre as duas épocas. Isso é feito para permitir que a aeronave interpole entre a recepção de dois conjuntos de correções.

$$RRC = \frac{PRC_{TX}t_k - PRC_{TX}t_{k-1}}{t_k - t_{k-1}} \quad (7)$$

4.1.2 Tipos de mensagens transmitidas no GBAS

Como dito anteriormente, o Subsistema de Solo do GBAS é responsável pela geração e transmissão de mensagens para o Subsistema da Aeronave.

Para a aproximação de precisão CAT I, suportada pelo GBAS são utilizadas as Mensagens dos Tipos 1, 2 e 4. Com a modernização do GNSS e autorização para operacionalização de outras categorias de aproximação, as mensagens em situação de “reserva” deverão ser definidas pela ICAO. A seguir será apresentado o conteúdo das mensagens transmitidas pelo GBAS para CAT I:

- **Mensagem Tipo 1:** fornece as correções diferenciais de cada satélite rastreado num determinado receptor de referência utilizado. Os demais conteúdos transmitidos por esta mensagem podem ser observados na Tabela 4:

Tabela 4 Mensagem do Tipo 1

Parâmetro da mensagem	Definição
MZC – Modified Z-count	A contagem Z modificada é usada para determinar o tempo de validade das mensagens GBAS.
MTYPE – Measurement Type	Indica se as pseudodistâncias são provenientes de uma ou de dupla frequência.
EPH_DCORR – Ephemeris Decorrelation	Este parâmetro informa sobre os erros resultantes da posição do satélite devido a erros de dados de efemérides transmitidas.
EPH_CRC – GBAS Ephemeris Cyclic Redundancy Check	Teste de verificação de redundância cíclica das efemérides transmitidas.
AVAIL – Source Availability duration	Estima a duração prevista que as correções permaneçam disponíveis, em relação à contagem Z modificada.
PRN	Identificador dos satélites cujas medidas estão sendo utilizadas.
IOD – GBAS Issue of Data	O IOD é usado para determinar as correções diferenciais e taxa de variação. As mensagens só são aplicáveis se o IOD GBAS corresponder ao IOD das efemérides transmitidas.
PRC	A correção diferencial de pseudodistância.
RRC	Taxa de variação das correções de pseudodistância, o intervalo de tempo de recebimento de uma correção e a anterior
SIG_PR_GND σ_{gnd}	Termo que designa o desvio padrão ou a contribuição Subsistema de Solo para o erro da correção diferencial.
B1	Parâmetro de monitoramento da integridade do receptor 1.
B2	Parâmetro de monitoramento da integridade do receptor 2.
B3	Parâmetro de monitoramento da integridade do receptor 3.
B4	Parâmetro de monitoramento da integridade do receptor 4.

Fonte: EUROCAE (2013)

Na Figura 10 pode se observar o conteúdo das Mensagens Tipo transmitida por uma estação GBAS instalada no Aeroporto Internacional Newark Libert – New Jersey, nos Estados Unidos, para a Semana GPS. Este conteúdo é correspondente ao dia 01/12/2019 às 22:56:00, está disponível no *site* <https://laas.tc.faa.gov/EWR_Graph.html>.

Figura 10 Exemplo de conteúdo de Mensagens Tipo 1 transmitida pela estação GBAS do Aeroporto Internacional Newark Libert – New Jersey (USA)

Week No: 2082 TOW: 82960 Sigma Vig: 0.000008

Satellite Vehicle	Elevation (deg)	Azimuth (deg)	Pseudorange Corrections (m)	Pseudorange Corrections 30 (m)	Sig_PR_Gnd	Sig_PR_Gnd 30	B-Value 1	B-Value 2	B-Value 3	B-Value 4
3	30.730	254.767	-2.810	-	0.280	-	-0.05	0.00	0.00	0.05
9	12.480	315.170	2.030	-	0.280	-	0.00	0.05	0.00	0.00
14	33.577	140.203	-1.000	-	0.280	-	0.00	0.00	0.00	0.00
16	69.543	215.546	-4.770	-	0.280	-	0.05	0.00	0.00	-0.05
22	22.753	232.904	0.480	-	0.280	-	0.00	0.00	0.00	0.00
23	39.233	308.952	-5.510	-	0.280	-	0.00	0.00	-0.05	0.05
26	78.943	52.107	-4.740	-	0.300	-	0.00	0.00	0.00	0.00
27	14.179	170.123	4.870	-	0.280	-	0.00	0.00	0.00	0.00
29	18.532	45.210	-0.480	-	0.280	-	0.00	0.00	0.00	0.00
31	42.916	73.848	-4.800	-	0.280	-	0.00	0.00	0.00	0.00
32	5.470	141.331	16.740	-	5.100	-	0.00	0.00	0.00	0.00
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

■ Tracked and GND corrections ■ GND corrections, but not tracked
■ Tracked and No GND corrections ■ In View, but not tracked and no GND corrections

Fonte: Adaptado, FAA (2019)

- **Mensagem Tipo 2:** determina a localização do ponto de referência do GBAS e fornece outros dados relevantes para o serviço de posicionamento. O conteúdo deste tipo de mensagem é apresenta na Tabela 5:

Tabela 5 Mensagem Tipo 2

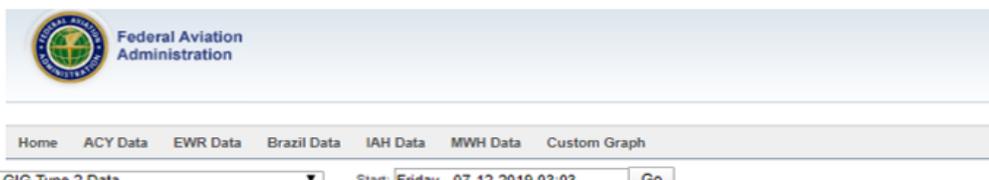
Parâmetro da mensagem	Definição
NO_RX_GBAS	Número de receptores da estação GBAS
GAD – GBAS Accurary Designator	Define a acurácia mínima de desempenho das correções de pseudodistância.
GCID – GBAS Continuity/Integrity Designator	Valor que indica se o sistema reúne os requisitos de continuidade e integridade para a CAT I.
MAG_VAR – Variação Magnética Local	Determina a variação magnética local no ponto de referência do GBAS.
SIG_VERT_IONO σ_{vig}	Representa o desvio padrão associada de uma distribuição normal à incerteza ionosférica residual devida a não-correlação espacial.
REF_IND – Refractivity Index	O índice nominal de refratividade troposférica usado para calibrar a correção troposférica associada ao Subsistema de Solo GBAS.
SCALE_H - Scale Height	Indica o parâmetro da altura armazenado usada para calibrar a correção troposférica e a incerteza troposférica residual associada ao Subsistema de Solo do GBAS.
REF_UNCERT – Refractivity Uncertainty	Desvio padrão de uma distribuição associado com a incerteza residual da refratividade troposférica.
LAT_REF	Latitude do ponto de referência do GBAS no WGS-84.
LON_REF	Longitude do ponto de referência do GBAS no WGS-84.

Parâmetro da mensagem	Definição
H_REF	Altitude do ponto de referência do GBAS no WGS-84.
RSDS Reference Station Data Selector	Número identificador usado para selecionar a estação para o Serviço de Posicionamento GBAS
DMAX - Maximum User Distance	Distância máxima a partir do ponto de referência do GBAS pelo qual a integridade das correções diferenciais é assegurada.
KMD_E_POSGPS – GPS Ephemeris Missed Detection Parameter, GBAS Positioning Service	Representa o multiplicador usado para o cálculo de erro da posição de efemérides ligada ao serviço de posicionamento GBAS, derivado da probabilidade de detecção perdida, dado que há um erro de efeméride em um satélite GPS. Se o serviço de posicionamento GBAS não for fornecido, este parâmetro será codificado como zero.
KMD_E_CATIGPS – GPS Ephemeris Missed Detection Parameter, Category I Precision Approach	Representa o multiplicador usado para o cálculo de erro da posição de efeméride limitada para a aproximação de precisão CAT I, derivado da probabilidade de detecção perdida, dado que há um erro de efeméride em um satélite de GPS.

Fonte: EUROCAE (2013)

O exemplo do conteúdo presente nas Mensagens Tipo 2 pode ser visto na Figura 11, extraída da estação GBAS do Aeroporto do Galeão, no Rio de Janeiro, para o dia 07/12/2019 às 03:03:00.

Figura 11 Exemplo de Mensagem Tipo 2 transmitida pelo Aeroporto do Galeão – Rio de Janeiro (Brasil)



Data Content	Raw Data	Formatted/Scaled Data
Time of Week	442980	442980
Ground Station Reference Receivers	2	Ground Station with 4 Reference Receivers Installed
Ground Station Accuracy Designator	2	C
Ground Station Continuity/Integrity Designator	7	No Approach Service Available
Sigma Vertical Ionospheric Gradient	250.000	0.000025
Refractivity Index	246	738
Scale Height	129	12900
Refractivity Uncertainty	15	15
Latitude	-45800.808	-22.800404
Longitude	-86498.908	-43.249454
Reference Point Height	774.000	7.74
Reference Station Data Selector	0	0
Maximum Use Distance	21	42
KMDE GPS	82.000	4.1
KMDE C GPS	101.000	5.05
KMDE Galileo	0.000	0
KMDE C Galileo	0.000	0

Fonte: Adaptado, FAA (2019)

- **Mensagem Tipo 4:** contém as informações necessária para a aeronave realizar a aproximação de precisão ou FAS, conforme a Tabela 6:

Tabela 6 Mensagem Tipo 2

Parâmetro da mensagem	Definição
FAS_LAL	Limite de Alerta Horizontal para a aproximação de precisão.
FAS_VAL	Limite de Alerta Vertical para a aproximação de precisão.
OPTYP – Operation Type	Define se é um procedimento de aproximação direta ou outro tipo de operação.
AIRPORT_ID	Identificador do aeroporto.
RW_NO	Número da pista que será a aproximação de precisão.
RW_LTR	Letra designada para pista de realização da aproximação.
APP_DESIG – Approach Performance Designator	Parâmetro de desempenho do sistema para a categoria de aproximação de precisão.
ROUTE_IND	Identificador da rota usado para diferenciar múltiplas aproximações prevista para a mesma pista.
RPDS – Reference Path Data Selector	Número de identificação do canal para transmissão dos dados do FAS para a região do aeroporto
RPID – Reference Path ID	Conjunto de caracteres alfanuméricos (3 ou 4) que define univocamente o caminho de referência que será realizado a aproximação de precisão.
LTP_LAT	Latitude do Limite do Ponto de Pouso.
LTP_LON	Longitude do Limite do Ponto de Pouso.
LTP_H	Altitude do Limite do Ponto de Pouso.
DFPAP_LAT – Delta Flight Path Alignment Point Latitude	Diferença de latitude da pista FPAP para o LTP_LAT em arcos de segundo
DFPAP_LON – Delta Flight Path Alignment Point Longitude	Diferença de longitude da pista FPAP para o LTP_LON em arcos de segundos.
TCH -Approach Threshold Crossing Height	Parâmetro que define o limiar de altura ou altura de decisão para a aproximação.
GPA – Glide Path Angle	Ângulo definido para a descida da aeronave (geralmente 3°)
C_WIDTH – Course Width	Representa o deslocamento lateral do caminho definido pelo FAS no qual o LTP / FTP é atingido.
RW_LEN_OFFSET – Delta Length Offset	Representa a distância do final de parada da pista até o ponto de alinhamento de caminho FAS (FPAP)
CRC_OK	Teste de verificação de redundância cíclica para o FAS

Fonte: EUROCAE (2013).

A Estação de Transmissão de Dados das mensagens GBAS, chamada de *Very High Frequency (VHF) Data Broadcast* (sigla VDB), envia por rádio frequência as mensagens recebidas da Estação Master para a aeronave.

Segunda a EUROCAE (2013), a frequência de transmissão de dados utilizada deve ser selecionada no intervalo de 108 a 117,975 MHz. A frequência mais baixa atribuível é de 108,025 MHz e a frequência mais alta atribuída deve ser de 117,950 MHz. A separação entre frequências atribuíveis (espaçamento entre canais) deve ser de 25 kHz.

A antena VDB deve ser localizada de modo que não exista obstrução para nenhuma linha de visão a qualquer ponto dentro do volume de cobertura que inclua todos os FAS suportados. Esteves (2007) afirma que a cobertura nominal de transmissão da VDB GBAS deve ser omnidirecional com pelo menos 23 milhas náuticas (43 km). Na prática, esta cobertura pode ser estendida para fornecer uma área maior para o serviço de posicionamento.

4.2 Subsistema da Aeronave

O Subsistema da Aeronave contando com receptor GNSS a bordo, tem a função de receber e decodificar os sinais do satélite GNSS e das correções do Subsistema de Solo do GBAS, para determinar a posição da aeronave. O Subsistema da Aeronave também pode monitorar a integridade e realizar uma rota de aproximação final ou *Final Approach Segment* (FAS), considerando os limites máximos de erros para que a rota seja realizada com segurança, através do GBAS (EUROCAE, 2013).

O Subsistema de Aeronave é composto por antenas para receber os sinais GNSS e da VDB, além de um receptor chamado *Multi-Mode Receiver* (MMR), que foi concebido para lidar com os vários tipos de operação de aproximação de precisão. O MMR executa os procedimentos e cálculos necessários para fornecer as informações ao Sistema de Controle de Voo e ao Monitor de Voo Primário. O MMR também pode operar no modo ILS (PULLEN, 2017).

4.3. Monitores e parâmetros de integridade no domínio das observações

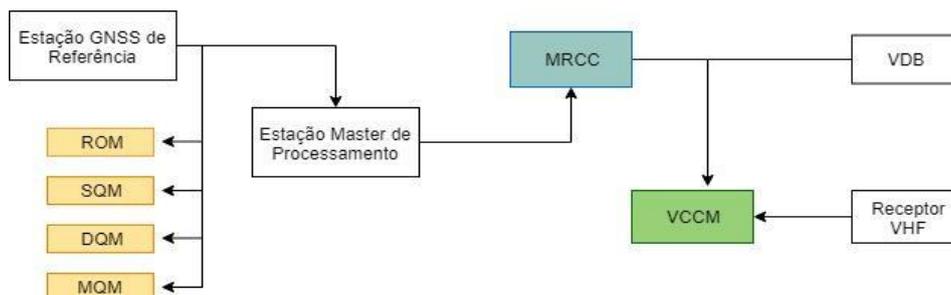
A determinação da integridade é uma das funções do Subsistema de Solo na avaliação da qualidade do sinal utilizado no posicionamento com GBAS. Conforme descrito na Tabela 2, a probabilidade de risco de integridade requerida para a categoria de aproximação de precisão CAT I é de 1 a 2×10^{-7} em qualquer aproximação (ICAO, 2013b).

Assim, parâmetros de desempenho devem ser checados para garantir que o uso do GBAS ocorra de forma segura e confiável. Esteves (2007) afirma que devem ser monitorados: as medidas das estações de referência para a detecção e exclusão de falhas;

satélites que estiverem com falhas; e a manutenção da potência do sinal e do link de transmissão de dados da VDB.

Em Esteves (2007), Pullen (2017), Lee (2005) pode-se encontrar exemplos de monitoramento da integridade GBAS onde são destacadas as seguintes tarefas: a análise da qualidade dos dados, a verificação de consistência e avaliação da comunicação, como mostra a Figura 12.

Figura 12 Exemplo de monitoramento da integridade para GBAS



Fonte: Adaptado de Esteves (2007).

A primeira etapa de monitoramento consiste na análise de dados das estações de referência e inclui as funções destacadas na Figura 12 pela cor laranja. O ROM (*Receiver Operation Monitoring*) monitora o status de operação dos receptores; o SQM (*Signal Quality Monitoring*) verifica a potência e a estrutura dos sinais recebidos para confirmar que estão dentro das especificações; o DQM (*Data Quality Monitoring*) analisa a validade das coordenadas dos satélites calculadas a partir das efemérides transmitidas; o MQM (*Measurement Quality Monitoring*) monitora as medições das observáveis GNSS (pseudodistância e fase da portadora). A segunda etapa (em azul) é realizada pelo MRCC (*Multiple Receiver Consistency Check*) e tem finalidade de verificar a consistência das correções de pseudodistâncias e detectar falhas dos receptores de referência. Enquanto a terceira etapa (verde), chamada de VCCM (*VHF Channel Communication Monitoring*), monitora o sinal da VDB para assegurar que a transmissão está dentro dos requisitos.

A outra forma de avaliação de integridade do GBAS envolve a análise dos Níveis de Proteção, que estabelece o limite de tolerância ao erro de posicionamento da aeronave para que o uso do GBAS seja realizado com segurança (ESTEVEES, 2007). Esse assunto será detalhado em outras seções.

Na avaliação da integridade deve-se considerar a contribuição do Subsistema de Solo e da Aeronave para o erro da pseudodistância conforme as condições locais envolvidas em cada um desses subsistemas, uma vez que a acurácia é afetada não somente pelas medidas, mas por todas as funções de monitoramento do subsistema (EUROCAE, 2013). Nas

subseções seguintes, serão apresentados os parâmetros de desempenho do Subsistema de Solo e da Aeronave.

4.3.1 Parâmetros de desempenho do Subsistema de Solo

A contribuição do Subsistema de Solo para a correção de pseudodistância pode ser expressa pelos termos: o GAD (*Ground Accuracy Designator*) e GCID (*Ground Continuity and Integrity Designator*). Esses dois parâmetros fixos estão presentes nas Mensagens Tipo 2 do GBAS (EUROCAE, 2013).

O GAD define o desempenho mínimo no modo estático para a precisão de correção de pseudodistância do GBAS. A avaliação do GAD é realizada por meio de simulação de baixos níveis de sinal, da interferência de rádio frequência, bem como pela coleta de dados no local que caracterizam o ambiente de instalação das estações de referência (EUROCAE, 2013). O GAD é útil para prever a acurácia do Subsistema de Solo e o nível de serviço que pode ser suportado.

Nas Mensagens Tipo 2, o GAD é expresso por uma letra ou número, que indicam três categorias com que as estações de referência podem mitigar efeitos de multicaminho, onde:

- **A (0)** – Representa o nível de precisão alcançável usando receptores comumente disponíveis e modestas técnicas de mitigação de multicaminho;
- **B (1)** – Representa uma precisão aprimorada consistente com o uso de receptores modernos de maior precisão e melhores técnicas de mitigação de multicaminho;
- **C (2)** – Representa uma Precisão consistente com os receptores GNSS de última geração e técnicas de mitigação de multicaminho.

De acordo com a escolha de um dos 3 termos que o definem, o GAD pode ser calculado pela raiz do erro médio quadrático (*root mean square – RMS*), de acordo com o ângulo de elevação dos satélites e parâmetros definidos para a categoria do GAD (conforme Tabela 7). A equação (8) apresenta o cálculo do RMS_{pr_gnd} para o caso da constelação GPS (EUROCAE, 2013).

$$RMS_{pr_gnd}(\theta_i) \leq \sqrt{\left(\frac{(a_{0G}+a_{1G})e^{\frac{\theta_i}{\theta_{0G}}}}{M}\right)^2 + (a_{2G})^2} \quad (8)$$

onde:

M é o número de estações de referência do Subsistema de Solo;

i representa o satélite cuja contribuição está sendo avaliada;

θ_i é o ângulo de elevação para o satélite i;

a_{0G} , a_{1G} , a_{2G} e θ_{0G} são parâmetros definidos na Tabela 7 para cada categoria de acurácia do GAD.

Tabela 7 Parâmetros do GAD para satélites GPS

Letra do GAD do GBAS	θ_i (graus)	a_{0G} (metros)	a_{1G} (metros)	θ_{0G} (graus)	a_{2G} (metros)
A	≥ 5	0,5	1,65	14,3	0,08
B	≥ 5	0,16	1,07	15,5	0,08
C	> 35	0,15	0,84	1,5	0,04
	5 a 35	0,24	0	-	0,04

Fonte: Adaptado de EUROCAE (2013)

Uma distinção deve ser feita entre o RMS_{pr_gnd} e o σ_{pr_gnd} . O primeiro é um parâmetro de desempenho para a precisão do Subsistema de Solo do GBAS. Já o segundo representa um dos parâmetros de integridade da precisão Estação Master considerando o sinal transmitido (EUROCAE, 2007).

Por sua vez, o GCID consiste num indicador numérico do status operacional do Subsistema de Solo. O valor do GCID indica se os requisitos de continuidade e integridade estão sendo atendidos para Serviço de Aproximação de Precisão. Conforme a EUROCAE (2013), os valores de GCID variam de 0 a 7. O valor igual a 1 significa que o Subsistema de Solo reúne as condições de continuidade e integridade para a operação CAT I. Por outro lado, o valor 7 indica o contrário, isto é, que essas condições não foram satisfeitas. Os valores iguais a 2, 3 e 4 estão reservados para atualizações de operações do GBAS, como para a CAT II e III. Já os valores 0, 5 e 6 são vazios e ainda não estão definidos nas normas.

A Continuidade do Subsistema de Solo é expressa em termos da probabilidade de que, durante qualquer período de 15 segundos, a transmissão de dados por VHF esteja dentro da tolerância e, portanto, inferior aos níveis de proteção e limites de alerta para a categoria de aproximação de precisão (EUROCAE, 2013).

4.3.2 Parâmetro B-Value do MRCC

A segunda etapa de monitoramento da integridade visto na seção 4.3 realizada pelo MRCC, determinada B-Values. Este parâmetro de integridade indica a consistência das medidas de cada receptor e satélite que contribuem na geração da correção de pseudodistância (EUROCAE, 2013).

Os B-Values são calculados pela diferença das correções de pseudodistâncias transmitidas e a média das correções determinadas na equação (6), excluindo a correção do receptor j , cuja consistência será verificada.

$$B_{PR}(i, j) = PRC_{TX}(i) - \frac{1}{M(i)-1} \sum_{k \in S_i, k \neq j} PRC_{SCA}(i, k) \quad (9)$$

Segundo Pullen (2017) e Lee (2005), o B-Value pode ser interpretado como o erro que ocorreria na correção de pseudodistância do satélite i se a medição do receptor j estivesse com falha. Se o receptor j apresentar falhas, a correção será dada pela média das medições dos outros receptores, sem falhas, que rastreiam o satélite i . Como a medição com falha do receptor j está inclusa na média usada para gerar a correção, o valor $B_{PR}(i, j)$ indica o erro induzido por isso. Assim utilizando este parâmetro, o MRCC pode identificar e excluir falhas em medidas direcionada a satélites num receptor antes que a correção final seja gerada e transmitida.

4.3.3 Precisão da estação de controle principal (máster)

O Subsistema de Solo GBAS define uma incerteza transmitida para a correção de pseudodistância relativa ao ponto de referência da Estação Máster de Processamento σ_{pr_gnd} (EUROCAE, 2013). Este parâmetro calculado em função do ângulo de elevação dos satélites, aparece nas Mensagens Tipo I. Um mesmo valor é atribuído para todos os satélites que sejam rastreados dentro de um intervalo de elevação estabelecido.

Para determinação do σ_{pr_gnd} , primeiramente são calculadas as estimativas para cada Estação de Referência ($\sigma_{pr_gnd_est}$), com base num conjunto significativo de valores de B-Values (geralmente associadas a um dia ou até mais de observações). É esperado que esse conjunto de observações apresente uma Distribuição Gaussiana. Estas estimativas são, então, superestimadas para cobrir possíveis erros residuais ($\sigma_{pr_gnd_inf}$). Um único valor de σ_{pr_gnd} é transmitido, sendo escolhido o valor mais conservador de todas as estações de referência (EUROCONTROL, 2006).

A equação (10) mostra a variância calculada para a estimativa de erros associados aos B-Values, conforme o conjunto de observações das Estações de Referência:

$$\sigma_B^2(b, j) = \frac{1}{N(b, j)} \sum_{k=1}^{N(b, j)} (B_k(b, j) - \overline{B(b, j)})^2 \quad (10)$$

onde:

b representa um intervalo de elevação de satélites a ser considerado;

N é o número de B-Values no intervalo de elevação de satélites;

Assim, a variância estimada do Subsistema de Solo ($\sigma_{pr_gnd_est}^2$) pode ser determinada pela multiplicação da equação (10) pela quantidade receptores (M), excluída a estação j avaliada.

$$\sigma_{pr_gnd_est}^2(b, j) = \sigma_B^2(b, j) * (M - 1) \quad (11)$$

Como descrito acima, esse parâmetro é superestimado para garantir que todos os erros residuais estejam envolvidos. Para isso, o desvio-padrão do Subsistema de Solo deve ser inflado ($\sigma_{pr_gnd_inf}$) utilizando o fator de superestimação (INF), como na equação (12):

$$\sigma_{pr_gnd_inf}(b, j) = INF(b, j) * \sigma_{pr_gnd_est}^2(b, j) \quad (12)$$

No conteúdo das Mensagens Tipo 1, apenas um valor do $\sigma_{pr_gnd_TX}$ é transmitido pela VDB para representar todas as estações de referência. O valor mais conservador é selecionado de acordo com o intervalo de elevação dos satélites e de tempo considerado.

$$\sigma_{pr_gnd_TX}(b, j) = \max_{j=1, \dots, M} \{ \sigma_{pr_gnd_inf}(b, j) \} \quad (13)$$

4.3.4 Parâmetros de desempenho do Subsistema da Aeronave

Similar ao Subsistema de Solo, o parâmetro que descreve a contribuição do Subsistema da Aeronave para o erro da correção da pseudodistância é chamado de *Aircraft Accuracy Designator* (AAD), também expresso por indicadores de letras (EUROCAE, 2013):

- A – indica a acurácia padrão alcançável utilizando comumente receptores com a tecnologia disponível;
- B – representa a melhoria de acurácia padrão mediante o uso de receptores com tecnologia compatível ao estado da arte.

Sendo assim, o cálculo da contribuição da aeronave (σ_{pr_air}) para o erro de correção da pseudodistância para cada satélite pode ser desenvolvido segundo a ICAO (2007) utilizando o parâmetro AAD.

$$\sigma_{pr_air} = \sqrt{(\sigma_{multipath}^2(i) + \sigma_{noise}^2(i) + \sigma_{divg}^2)} \quad (14)$$

onde: $\sigma_{multipath}(i) = 0,13 + 0,53 * e^{\frac{\theta_i}{10}}$, define a contribuição do multicaminho na aeronave; θ_i representa o ângulo de elevação do satélite; o termo $\sqrt{\sigma_{noise}^2(i) + \sigma_{divg}^2}$ da equação (14) pode ser resolvido pela utilizando os parâmetros AAD da Tabela 8 válidos para satélites GPS.

$$\sqrt{(\sigma_{noise}^2(\theta_i) + \sigma_{divg}^2(\theta_i))} \leq a_{0A} + a_{1A} * e^{\frac{\theta_i}{\theta_{0A}}} \quad (15)$$

Tabela 8 Parâmetros do AAD para satélite GPS

AAD	θ_i (graus)	θ_{0A} (graus)	a_{0A} (metros)	a_{1A} (metros)
A	≥ 5	6,9	0,15	0,43
B	≥ 5	4,0	0,11	0,13

Fonte: Adaptado, EUROCAE (2013)

4.4 Monitoramento de erros residuais atmosféricos

No trajeto percorrido entre satélite e receptor, os sinais GNSS podem sofrer refração devida à influência de duas camadas da atmosfera: a troposfera e ionosfera.

No caso da troposfera, trata-se de uma camada situada entre a superfície terrestre até cerca de 20 km de altura, formada por partículas neutras. A maior concentração de gases encontra-se em alturas inferiores a 12 km. A degradação dos sinais GNSS em decorrência da troposfera depende da concentração do vapor d'água, da pressão do ar e da temperatura (MONICO, 2008).

A ionosfera é a camada compreendida de 50 a 1000 km, caracterizada pela formação de íons e elétrons. O efeito provocado pela ionosfera nos sinais GNSS depende da frequência desses sinais e do Conteúdo Total de Eletrons (TEC – *Total Electron Content*) (MONICO, 2008).

Os efeitos causados pela atmosfera devem ser modelados e adequadamente corrigidos para a realização de posicionamento geodésico de alta acurácia. No posicionamento diferencial adotado no GBAS, os erros associados à atmosfera são correlacionados entre estações de referência e o receptor da aeronave. No entanto, deve-se considerar algumas diferenças como a localização, o ângulo de elevação e azimute dos satélites, diferentes para cada receptor (da aeronave e das estações de referência). Adicionalmente, a atmosfera não é uma camada homogênea. Essa condição gera erros residuais, decorrente da diferença de gradiente das duas camadas da atmosfera (LEE, 2005).

Conforme a RTCA (2008), a estimativa da correção diferencial do atraso troposférico (*Differential Tropospheric Correction* – TC) é realizada, conforme a equação (16):

$$TC = N_R h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{(0,002 + \sin^2(\theta_i))}} \left(1 - e^{\frac{-\Delta h}{h_0}}\right) \quad (16)$$

onde:

N_R é a Refratividade transmitida nas Mensagens Tipo 2;

h_0 é a altura em metros, da camada da troposfera, transmitida nas Mensagens Tipo 2;

θ_i é o ângulo de elevação do satélite; e

Δh é a altura da aeronave em metros, para o ponto de referência do GBAS.

A incerteza (σ_{tropo}) para esta correção TC é dada pela equação (17).

$$\sigma_{tropo}(i) = \sigma_N h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{(0,002 + \sin^2(\theta_i))}} \left(1 - e^{\frac{-\Delta h}{h_0}}\right) \quad (17)$$

em que: σ_N é a incerteza na Refratividade, presente nas Mensagens Tipo 2.

A determinação da incerteza do erro residual do atraso ionosférico (σ_{ion}), decorrente da decorrelação espacial e temporal para a aeronave pode ser obtida conforme RTCA (2008):

$$\sigma_{ion}(i) = F_{pp}(i) \cdot \sigma_{vig} \cdot (X_{aircraft} + 2 \cdot \tau \cdot V_{aircraft}) \quad (18)$$

onde:

σ_{vig} é o desvio padrão do gradiente ionosférico vertical (metros por metro), transmitido na Mensagem Tipo 2;

$X_{aircraft}$ é a distância em metros na direção aeronave e Estação Master GBAS;

τ é a constante de tempo usado no filtro de suavização (geralmente 100 s);

$V_{aircraft}$ é a velocidade horizontal da aeronave, dada em m/s.

F_{pp} é o fator de obliquidade para conversão do desvio padrão do erro ionosférico da direção vertical para a inclinada (satélite-receptor). Este fator é adimensional e pode ser calculado pela equação (19):

$$F_{pp} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cos(\theta_i)}{R_e + h_I}\right)^2\right]^{-\frac{1}{2}} \quad (19)$$

em que: R_e é a raio média da Terra; θ_i é o ângulo de elevação do satélite considerado; h_I é a altura média na camada da ionosfera (geralmente adota-se 350 km).

O parâmetro σ_{vig} da equação (18) representa a variação do gradiente ionosférico entre a estação de referência e a aeronave, cuja determinação nominal decorre da observação de alguns dias de monitoramento do atraso ionosférico para a região do aeroporto, a fim de se obter um valor representativo para mitigação do erros residual do gradiente. Alguns fundamentos relativos à determinação do gradiente ionosférico serão apresentados na próxima seção.

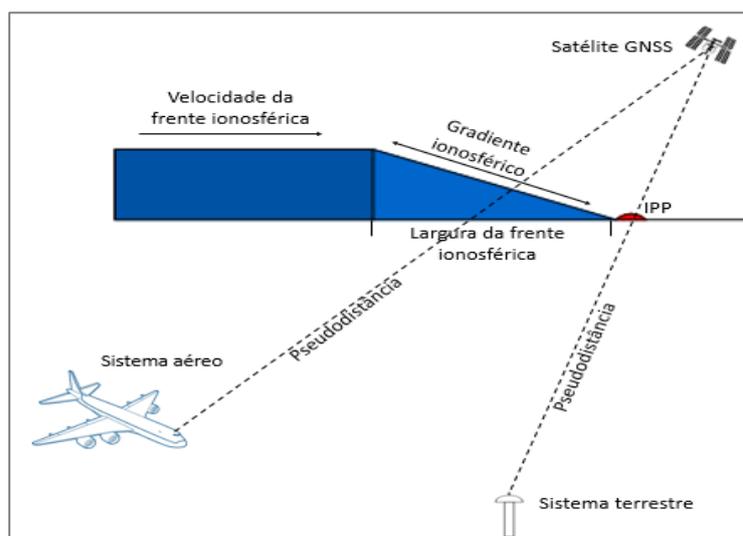
4.4.1 Determinação do Gradiente Ionosférico

O princípio do posicionamento diferencial prevê a correlação espaço-temporal dos erros ionosféricos. No entanto, os efeitos da ionosfera sobre os sinais GNSS estão entre os principais desafios para implementação do GBAS na aviação, principalmente em regiões

próximas ao equador geomagnético, de baixas e altas latitudes, caracterizadas por apresentar maiores densidades de elétrons na ionosfera e pela ocorrência de fenômenos de difícil previsão, como: cintilação, bolhas ionosféricas e tempestades geomagnéticas (SAITO e YOSHIHARA, 2017).

Essa característica da ionosfera pode fazer com que os erros decorrentes do atraso ionosférico não sejam corretamente mitigados pelo modelo matemático do posicionamento diferencial (LEE, et al., 2007). A Figura 13 mostra que pode haver variações da ionosfera que resultam em atrasos ionosféricos diferentes para estações de referência e aeronaves, assim como para um ou mais satélite rastreados ao mesmo tempo. Conforme Lee et al. (2007), essa variação é chamada de gradiente ionosférico e sua determinação faz parte do estudo do modelo de risco ionosférico, que analisa essa variabilidade na região de alcance do GBAS, decorrente principalmente das irregularidades e fenômenos ionosféricos que afetam os sinais GNSS.

Figura 13 Representação do gradiente ionosférico



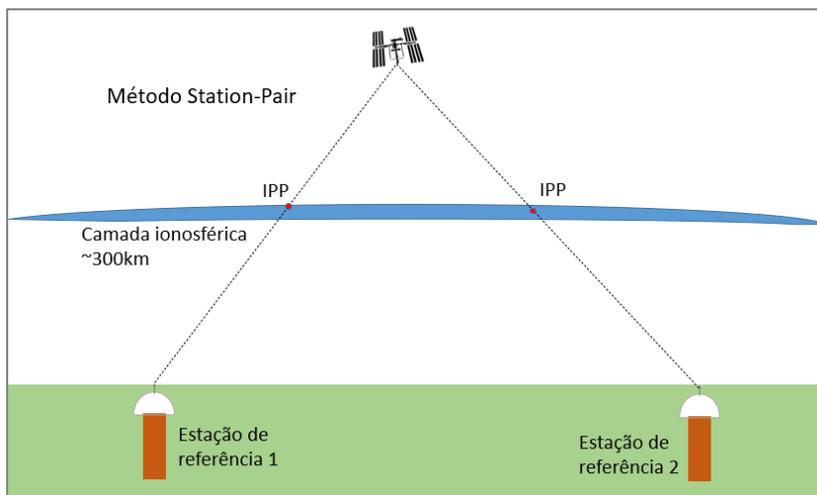
A determinação do gradiente ionosférico trata as irregularidades ionosféricas como uma frente que possui largura e comprimento, avançando sobre uma região com uma determinada velocidade. O gradiente ionosférico tem a função de descrever a variação do atraso ionosférico no espaço e tempo decorrente do avanço dessa frente ionosférica. Conforme Lee et al. (2007) e Pereira (2018), a estimativa do gradiente ionosférico pode ser realizada pelos métodos: *Station-Pair* e *Time-Step*.

O método *Station-Pair* (Figura 14) determina a variação do atraso ionosférico expresso em mm/km, entre duas estações de referência que rastreiam ao mesmo tempo um mesmo satélite. Os atrasos ionosféricos são calculados no *Ionospheric Pierce Point* (IPP)

para cada uma das duas estações. O IPP é o ponto onde os sinais GNSS interceptam a camada da ionosfera na altitude aproximada de 300km de altitude. O gradiente ionosférico é estimado, dividindo a diferença do atraso ionosférico (I_{r1}^i, I_{r2}^i), verificado em cada estação, pela distância entre os IPPs ($D_{IPP(r1r2)}$), conforme a equação (20).

$$g^i = \frac{I_{r1}^i - I_{r2}^i}{D_{IPP(r1r2)}} \quad (20)$$

Figura 14 Configuração do método *Station-Pair* para estimativa do gradiente ionosférico

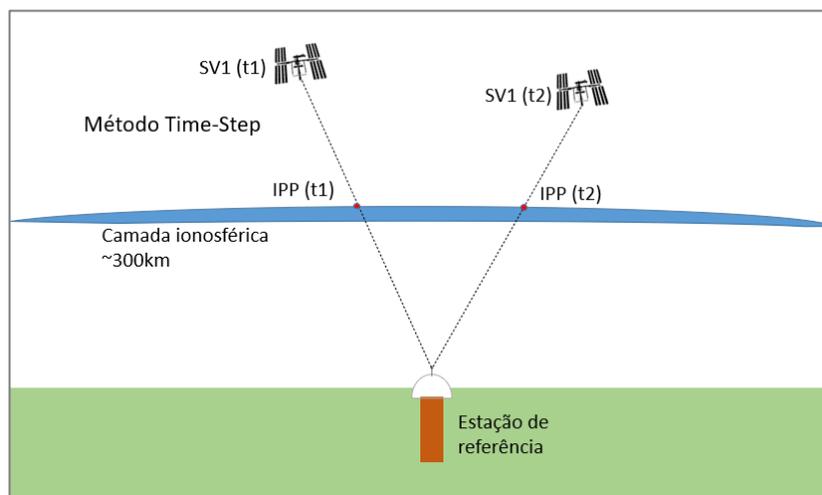


O *Station-Pair* é geralmente aplicado para estimar os gradientes a partir de uma rede estações de referência que são separadas de dezenas a centenas de quilômetros, como realizado por Pereira (2018), que utilizou pares de estações num raio de 250 km para calcular gradientes ionosféricos a cada 50 km de intervalo.

Já o método *Time-Step* (Figura 15) estima o gradiente ionosférico utilizando apenas uma estação de referência, dividindo a diferença de atraso ionosférico nas épocas $t1$ e $t2$ (I_{t1}^i, I_{t2}^i) pela distância ($D_{IPP(t1t2)}$) que separa o IPP de cada época, conforme a equação (21). Segundo Lee et al. (2007), uma diferença de tempo ($t1 - t2$) de 30 s, dependendo do ângulo de elevação, pode resultar numa distância de IPPs de aproximadamente 10 km. Este valor corresponderia à área de cobertura do GBAS, que é de cerca de 42 km.

$$g^i = \frac{I_{t1}^i - I_{t2}^i}{D_{IPP(t1t2)}} \quad (21)$$

Figura 15 Configuração do método *Time-Step* para estimativa do gradiente ionosférico



Os dois métodos apresentados têm equivalência na determinação dos efeitos ionosféricos. No entanto, a variável temporal introduzida pelo método *Time-Step* nos gradientes ionosféricos torna mais complexa a estimativa deste parâmetro, pois combina decorrelações espacial e temporal (LEE, et al., 2007).

É importante ressaltar que, em ambos os métodos retratados nas Figuras 14 e 15, o atraso ionosférico deve ser convertido para a direção vertical ou zenital. De fato, no modelo matemático do GBAS (equação 18) é utilizado o desvio padrão do gradiente ionosférico vertical (em inglês – *Vertical Ionospheric Gradient*) σ_{vig} . Um método para estimar o σ_{vig} pode ser encontrado em Lee et al. (2007), no qual foi realizada a análise de funções de densidade de probabilidade de gradientes ionosféricos verticais normalizados, obtidos de uma amostra significativa de dados GNSS em dias de baixa e alta irregularidades ionosféricas. Denominado de *Sigma Overbounding*, este método de Lee et al. (2007) também determina um fator de inflação que, multiplicado aos valores encontrados para os gradientes ionosféricos normalizados, possa contemplar o cenário de máxima decorrelação espacial e temporal para a ionosfera.

4.5 Determinação da posição da aeronave

As correções e parâmetros de integridade são transmitidas pelo Subsistema de Solo para a determinação da aeronave. Porém, antes de serem aplicadas, algumas informações são checadas como: a potência de sinal recebido, a compatibilidade dos mesmos satélites com correções, para o instante de tempo válido. Às medidas aceitas são aplicadas na equação (22) de correção de pseudodistância da aeronave (PRC_{corr_air}) disponível em (PULLEN, 2017):

$$PRC_{corr_air}(i) = P_{CSC_air(n)}(i) + PRC_{TX}(i) + RRC(i)(n - n_{z_count}) - TC + c(\Delta t(i))_{L1} \quad (22)$$

onde:

$P_{CSC_air(n)}$ é a pseudodistância registrada pelo satélite i no receptor da aeronave no tempo n antes da aplicação de correção;

PRC_{TX} é a correção de pseudodistância transmitida pelo Subsistema de Solo na Mensagem Tipo 1, sendo válida para o tempo n_{z_count} ;

RRC é a taxa de variação das correções de pseudodistância transmitidas válida para o tempo n_{z_count} ;

TC é a correção do atraso troposférico determinada pela equação (16);

c é a velocidade da luz no vácuo;

$(\Delta t(i))_{L1}$ corresponde ao erro de relógio na frequência L1 aplicado ao satélite i no tempo n .

Em seguida, a posição e o tempo da aeronave podem ser calculados. Em termos de posição, esta é determinada em três dimensões: *along-track*; *cross-track*; e *up-track*. Conforme Lee (2005); Dautermann et al. (2012); Pullen (2017), para a determinação da posição e do erro de relógio (tempo) é aplicado o método dos mínimos quadrados ponderado (MMQ):

$$\Delta PRC_{corr_air} = Gx \quad (23)$$

Da linearização da equação (23) e aplicando o MMQ, obtém-se:

$$\hat{x} = ((G^T W G)^{-1} G^T W) \Delta PRC_{corr_air} \quad (24)$$

em que:

\hat{x} representa o vetor a ser estimado, com as componentes da posição tridimensional e do erro de relógio;

G é a matriz *design* (jacobiana) receptor-satélite, com s dimensão de N linhas e quatro colunas;

W é a matriz peso, com a variância de cada medida por satélite.

Conforme Lee (2005) a matriz jacobiana G pode ser obtida em função do azimute (Az) e ângulo de elevação (θ) de cada satélite (variando de 1 a N):

$$G = \begin{bmatrix} \cos(\theta)_1 \cos(Az)_1 & \cos(\theta)_1 \sin(Az)_1 & \sin(\theta)_1 & 1 \\ \cos(\theta)_2 \cos(Az)_2 & \cos(\theta)_2 \sin(Az)_2 & \sin(\theta)_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \cos(\theta)_N \cos(Az)_N & \cos(\theta)_N \sin(Az)_N & \sin(\theta)_N & 1 \end{bmatrix} \quad (25)$$

A matriz peso W das medições por satélite, consiste numa matriz diagonal composta pelo inverso da variância livre de falhas. Este termo da variância contém todos os elementos dos Subsistemas do Solo e da Aeronave vistos anteriormente:

$$\sigma_P^2 = \sigma_{pr_gnd}^2(i) + \sigma_{pr_air}^2(i) + \sigma_{tropo}^2(i) + \sigma_{iono}^2(i) \quad (26)$$

Assim, pode-se então determinar a matriz de W :

$$W = \begin{bmatrix} \sigma_{(1)}^{-2} & 0 & \dots & 0 & 0 & \sigma_{(2)}^{-2} & \dots & 0 & \vdots & \vdots & \vdots & 0 & 0 & \dots & \sigma_{(N)}^{-2} \end{bmatrix} \quad (27)$$

De acordo com Lee (2005); Felux et al. (2017); Pereira (2018), o termo $(G^T W G)^{-1} G^T W$ corresponde à matriz de projeção. Fazendo $S = (G^T W G)^{-1} G^T W$, pode-se determinar o desvio padrão e as componentes horizontais e vertical do erro da posição:

$$\sigma_{erro_horiz.} = \sqrt{\sum_{i=1}^N S_{horiz.}^2(i) \cdot \sigma_P^2(i)} \quad (28)$$

$$\sigma_{erro_vert.} = \sqrt{\sum_{i=1}^N S_{vert.}^2(i) \cdot \sigma_P^2(i)} \quad (29)$$

onde $S_{horiz.}(i)$ e $S_{vert.}(i)$ são, respectivamente, as componentes da posição matriz de projeção, que conforme Felux et al. (2017), podem ser determinadas pelas equações 30 e 31:

$$S_{horiz.}(i) = \sqrt{S_1^2(i) + S_2^2(i)} \quad (30)$$

$$S_{vert.}(i) = S_3(i) + S_1(i) * \tan(\theta)_{GPA} \quad (31)$$

sendo que os elementos $S_1(i)$, $S_2(i)$ e $S_3(i)$ representam a posição ocupada, respectivamente, na primeira, segunda e terceira colunas da linha i da matriz de projeção S . O termo $(\theta)_{GPA}$ é o ângulo do caminho de aproximação com a pista (geralmente é adotado valor de 3 graus).

4.6 Níveis de Proteção para Aproximação de Precisão

No domínio das posições, a integridade da aeronave pode ser verificada pelo cálculo dos níveis de proteção. Estes representam limites no erro de posição da aeronave (horizontal e vertical), considerando probabilidades muito baixas de perda de integridade requeridas para as categorias de aproximação de precisão usando GBAS (PULLEN, 2017). Conforme Lee (2005), a condição de exigência no nível de proteção é:

$$Prob(error > PL) \leq \gamma$$

sendo que os PLs devem ser superiores aos erros estimados da posição com uma probabilidade de: $(1 - \gamma)$, igual a 10^{-7} no caso da CAT I.

Segundo Pullen (2017) os níveis de proteção (determinados em tempo real) são construídos extrapolando distribuições de probabilidade limitantes aos erros esperados para o usuário (aeronave). Tal medida conservadora é feita para que a operação seja realizada de forma segura, com a indicação de continuidade.

O cálculo do PL é dividido nas componentes vertical (VPL) e horizontal (HPL). Para o serviço de aproximação de precisão (*Precision Approach – PA*) o HPL e VPL são calculados como o valor máximo, considerando duas hipóteses H0 e H1. A primeira H0 é o caso nominal, livre de falhas, enquanto H1 assume uma única falha do receptor de referência (DAUTERMANN, et al., 2012).

$$HPL_{PA} = [HPL_{H0}, HPL_{H1}] \quad (32)$$

$$VPL_{PA} = [VPL_{H0}, VPL_{H1}] \quad (33)$$

Para o caso nominal, o HPL e VPL e são obtidos pelas equações 33 e 34.

$$HPL_{PA,H0} = (K_{ffmd})(\sigma_{erro_horiz.}) + D_{horiz.} \quad (34)$$

$$VPL_{PA,H0} = (K_{ffmd})(\sigma_{erro_vert.}) + D_{vert.} \quad (35)$$

onde K_{ffmd} é um fator multiplicação para a detecção de falhas, cujo valor é definido de acordo com a quantidade de estações de referência utilizadas para a geração de correções de pseudodistância: com 2 receptores $K_{ffmd}=5,762$ m; 3 receptores $K_{ffmd}= 5,810$ m; e com 4 receptores $K_{ffmd}=5,847$ m; $D_{horiz.}$ e $D_{vert.}$ são, respectivamente, a magnitude da projeção horizontal e vertical, considerando a diferença entre a posição suavizada pelos filtros de 30 segundos e 100 segundos. Para a aproximação de precisão GAST C, os valores de $D_{horiz.}$ e $D_{vert.}$ são iguais a zero, já que é utilizado apenas o filtro de suavização de 100s (EUROCONTROL, 2006).

Para o caso de ocorrência de falhas num receptor j detectada pelo MRCC, o HPL e VPL são obtidos pelas equações 36 e 37, conforme EUROCONTROL (2006); PULLEN (2017):

$$HPL_{PA,H1}(j) = |\sum_{i=1}^N (S_{horiz.}(i))(B(i,j))| K_{md} \sqrt{\sum_{i=1}^N \sigma_{erro_horiz.}(i)} \quad (35)$$

$$VPL_{PA,H1}(j) = |\sum_{i=1}^N (S_{vert}(i))(B(i,j))| K_{md} \sqrt{\sum_{i=1}^N \sigma_{vert.}(i)} \quad (36)$$

onde K_{md} é fator multiplicador de detecção de falhas, que também depende da quantidade

de receptores de referência empregados: para 2 receptores $K_{md} = 2,935$ m; para 3 receptores $K_{md} = 2,898$ m; e usando 4 receptores $K_{md} = 2,878$ m.

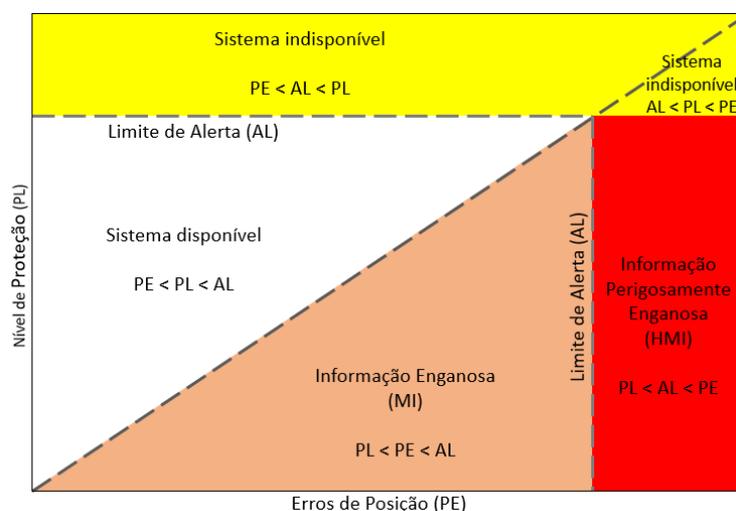
4.6.1 Representação da Integridade

Com a determinação dos níveis de proteção HPL e VPL, erros de posição e limites de alerta, pode-se realizar uma análise e representação da integridade no GBAS. O Diagrama de Integridade Stanford-ESA, elaborado pelo Laboratório WAAS da Universidade de Stanford, também conhecido como "*Stanford Plot*", propõe uma representação da integridade na solução de sistemas de aumento SBAS e GBAS (TOSSAINT et al., 2007; ZHU et al., 2018).

A Figura 16 mostra essa representação da integridade do *Stanford Plot*, a partir do erro de posição (PE) pelo nível proteção (PL), no qual se pode verificar os seguintes eventos de integridade:

- Sistema indisponível: quando o nível de proteção supera o erro de posição e o limite de alerta;
- Sistema disponível (sem restrição): condição operacional em que o nível de proteção é maior que o erro posição e menor que o limite de alerta;
- Sistema disponível com informações enganosas (*Misleading Information* – MI) ocorre quando o erro de posição excede o nível de proteção, mas é inferior ao limite de alerta;
- Sistema disponível com informações perigosamente enganosas (*Hazardously Misleading Information* – HMI): nessa condição o sistema declarado disponível, mas o erro de posição excede o limite de alerta e nível de proteção. Essa condição pode levar o usuário à tomada de decisão de não utilização dessa solução.

Figura 16 Standard plot de representação da integridade

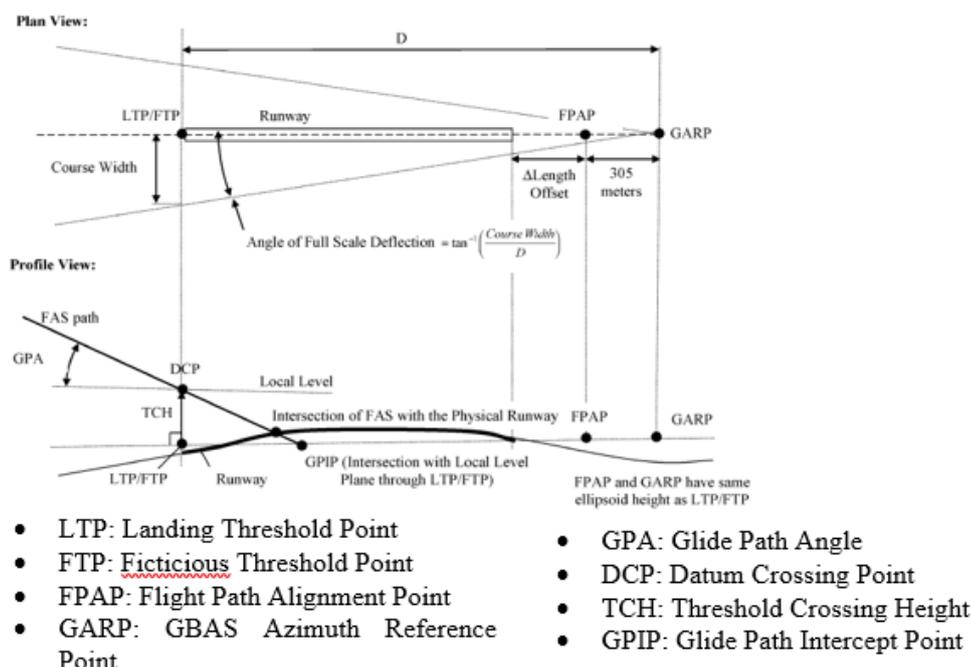


Fonte: Adaptado, EUROCONTROL (2012); Zhu et al. (2018).

4.7 Serviço de aproximação de precisão

Como dito anteriormente, conhecendo a posição precisa da aeronave (proporcionado pelas correções do GBAS), pode-se estabelecer a trajetória para o pouso, uma vez que as informações relacionadas à pista são transmitidas pela Mensagem Tipo 4. Este tipo de operação estabelece o Segmento de Aproximação Final retratado na Figura 17 (MURPHY e IMRICH, 2008).

Figura 17 Componentes do segmento de aproximação final



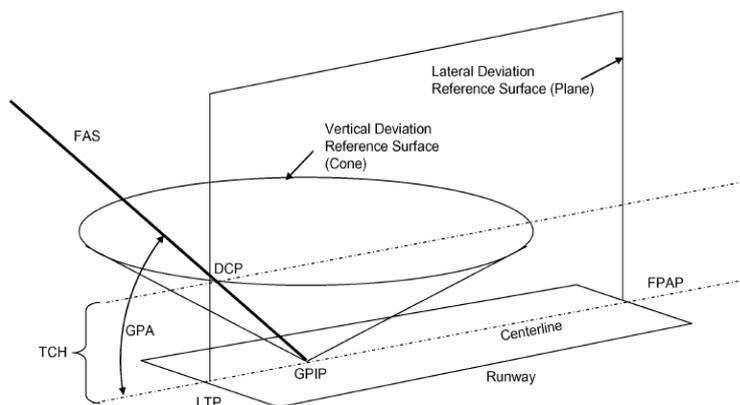
Fonte: Murphy e Imrich (2008)

O FAS representa linha de projeção a ser seguida pela aeronave até o toque na pista. O LTP/FTP é o limite de início e o ponto onde o FAS passa no TCH (altura do limiar de cruzamento com o LTP). O FPAP define a direção de alinhamento de voo na pista; o GPA que consiste no ângulo de projeção do caminho determinado para pouso e indica o GPIP, ponto de interseção do FAS com a pista. Outros parâmetros presentes na Figura 17 são: a largura de curso (*Course Width* – CW) que representa o deslocamento lateral do caminho definido pelo FAS no LTP / FTP no qual a deflexão de escala completa de um indicador de desvio de curso é atingida; e o $\Delta\text{Offset Length}$, que determina a distância do final da pista (GARP) até o ponto de parada do pouso chamada de FPAP (MURPHY e IMRICH, 2008).

A interseção do FAS com os elementos da pista LTP, GPIP e FPAP define duas superfícies de referência (Figura 18): um plano que determina o caminho lateral desejado e uma superfície cônica formada pelo FAS e o GPIP auxilia na determinação do desvio vertical

para o FAS. Os FASs são identificados por um número do Seletor de Dados do Caminho de Referência (RPDS), que será transmitido na Mensagem Tipo 4 do GBAS.

Figura 18 Desvio lateral e vertical para o segmento de aproximação final



Fonte: MURPHY e IMRICH (2008).

Outras denominações podem ser encontradas na literatura, como em Felux et al. (2013), no qual os Serviços de Aproximação de Precisão usando GBAS são classificados como *GBAS Landing System* (GLS). As categorias citadas acima recebem o nome de *GBAS Approach Service Type* – GAST, divididas em 6 classes, conforme o tipo de aproximação e de sinais e constelações GNSS empregadas:

- GAST A: Aproximação de orientação vertical – APV 1;
- GAST B: Aproximação de orientação vertical – APV 2;
- GAST C: CAT I utilizando frequência L1 do GPS;
- GAST D: CAT II e III utilizando L1 do GPS;
- GAST E: CAT I usando a frequência L5 e ou E5 do GPS e Galileo;
- GAST F: CAT II e III usando MFMC com as L1/ E1 e L5/E5 do GPS e Galileo.

4.8 Estado da Arte

As normas e práticas recomendadas (SARPs) iniciais para o GBAS foram concluídas no ano de 2000 e definiram um sistema que se destina a apoiar operações de aproximação de precisão CAT I. Desde então, um trabalho significativo foi realizado para estender esses SARPs para permitir que o GBAS suporte as operações das categorias II e III.

O desenvolvimento de sistemas GBAS tem sido tema de diversas pesquisas realizadas nos últimos anos, principalmente em questões relativas ao uso dos novos sinais e sistemas GNSS e soluções para viabilização dos serviços GAST D e F. Inicialmente, o GBAS foi

certificado para uso em operações de aproximação de precisão CAT I, utilizando apenas dados da constelação GPS e GLONASS na frequência L1.

No entanto, os sistemas GNSS vêm passando por modernização. O sistema GPS, desde 2014, tem disponibilizado uma terceira frequência L5, que foi projetada para atender a aplicações de alto desempenho da aviação. O sinal da L5 é transmitido na frequência de 1176,45 MHz, possui maior potência, maior largura de banda e um design de sinal avançado. Juntamente com L1, pode ser utilizado para minimização dos efeitos da ionosfera. Está atualmente disponível em 12 satélites do Bloco IIF e 1 satélite do Bloco III que transmite sinais da frequência L5 (GPS, 2019). Além disso, nos últimos anos, outras duas constelações se tornaram operacionais, os sistemas Galileo e Beidou, possibilitando maior quantidade e melhoria da geometria de satélites utilizados para o posicionamento com GBAS.

Baseado nessa modernização, pode-se destacar o trabalho desenvolvido por Felux et al. (2017), que apresenta uma proposta de monitoramento do gradiente ionosférico para o GBAS utilizando observações em dupla frequência, (GBAS MF – *multi frequency*) das constelações GPS e Galileo (GBAS MC – *multi constellation*). No experimento de Felux et al. (2017) realizado no Aeroporto de Braunschweig (Alemanha), realizou-se um teste estatístico para estimar o atraso ionosférico, além de definir limiares para detecção de perda de integridade de satélites. O monitoramento ionosférico do GBAS MC-DF mostrou-se viável para o serviço GAST D, porém sensível à geometria dos satélites num dado momento.

Esse conceito de GBAS MFMC também é trabalhado por Feuerle et al. (2017) através de uma investigação sobre a interoperabilidade, considerando o uso de sinais nas frequências L1 e L5 das constelações GPS e Galileo, outros equipamentos de transmissão de sinais e software para a aplicação em categorias de aproximação de precisão CAT II e III. Neste trabalho, Feuerle et al. (2017) alertam que, embora a mitigação do atraso ionosférico pela combinação livre de ionosfera tenha sido suficiente, na época do experimento o número de satélites ainda era reduzido, podendo ainda ser vulnerável a esse efeito.

Avaliando outras potencialidades decorrentes do GBAS MFMC, Ciriuc et al. (2015) abordaram a questão relacionada à contribuição do ruído, multicaminho e atraso de interferência do hardware do receptor para o desvio padrão da Estação Master GBAS do Subsistema de Solo (σ_{pr_gnd}). A utilização do GBAS MFMC conseguiu reduzir os efeitos do ruído e multicaminho, principalmente pela maior robustez desse sistema com maior quantidade de satélites e a realização da combinação livre de ionosfera. Em relação ao atraso de interferência do hardware do receptor, Felux et al. (2015) afirmam que este erro para estações de referência pode ser estimado com antecedência com medidas das estações

terrestres e da aeronave e ser removido das observações posteriormente. No entanto, uma incerteza residual sobre as medidas deve ser inserida tanto no Subsistema de Solo quanto na Aeronave.

Uma análise da literatura sobre a aplicação do GBAS no território brasileiro pode ser encontrada em Pereira (2018), que investiga a aplicação do modelo de risco ionosférico CONUS para o Brasil. Pereira (2018) realiza estimativas dos parâmetros desse modelo de risco ionosférico para os aeroportos internacionais brasileiros, além da determinação dos níveis de proteção horizontal e vertical para o Aeroporto Internacional do Galeão, o único que dispõe de infraestrutura GBAS no país, porém com uso não certificado pelos órgãos da aviação civil internacional. Os resultados obtidos mostraram que o uso do GBAS no Brasil poderá ocorrer em janelas restritas de tempo, considerando o modelo de risco analisado.

Outra questão importante é em relação às ferramentas utilizadas para determinação do posicionamento GBAS. Nesse sentido, vale destacar os trabalhos realizados por Lipp et al. (2005), Hecker et al. (2006), Gaglione e Vultaggio (2006) e Esteves (2007) que, respectivamente, apresentam pesquisas de análise da implementação de GBAS em aeroportos da Alemanha (os dois primeiros), Itália e Portugal, utilizando as ferramentas do software PEGASUS da EUROCONTROL (Organização Europeia para Segurança da Navegação Aérea), que permite avaliar o desempenho dos componentes da estrutura GBAS.

5 PEGASUS EUROCONTROL

O PEGASUS (*Prototype EGNOS GBAS Analysis System Using SAPPHIRE*) consiste num software desenvolvido desde 2003, pela Organização Europeia para a Segurança da Navegação Aérea (EUROCONTROL). Tal *software* processa dados para análise de desempenho da navegação aérea em termos de acurácia, integridade, continuidade e disponibilidade do GNSS com base nos sistemas de aumento EGNOS e GBAS considerando os requisitos definidos nas normas da ICAO (EUROCONTROL, 2019).

O uso do PEGASUS possibilita a validação operacional de sistemas de aumento GNSS voltados para a aviação como SBAS e GBAS, previsão de capacidades de sistemas futuros ou experimentais e seleção de locais futuros para a colocação de subsistemas de estações terrestres. A ferramenta PEGASUS foi desenvolvida num conjunto de módulos projetados para executar diferentes tarefas de maneira flexível (EUROCONTROL, 2011).

O PEGASUS é composto por um conjunto de ferramentas dispostas em módulos, onde o *Modular Analysis and Research System* (MARS) foi implementado para realizar as principais atividades do sistema GBAS como: conversão de dados GNSS das estações de referência para os tipos de mensagens (I, II e IV), cálculo da posição da aeronave (incluindo os níveis de proteção), manipulação e simulação de dados transmitidos pela VDB, além da apresentação de gráficos e relatórios das atividades executadas. Tais funções podem ser aplicadas de forma individual utilizando os módulos do MARS ou através da criação de cenários (EUROCONTROL, 2019).

5.1 Módulo Compute Accuracy Prediction – CAP

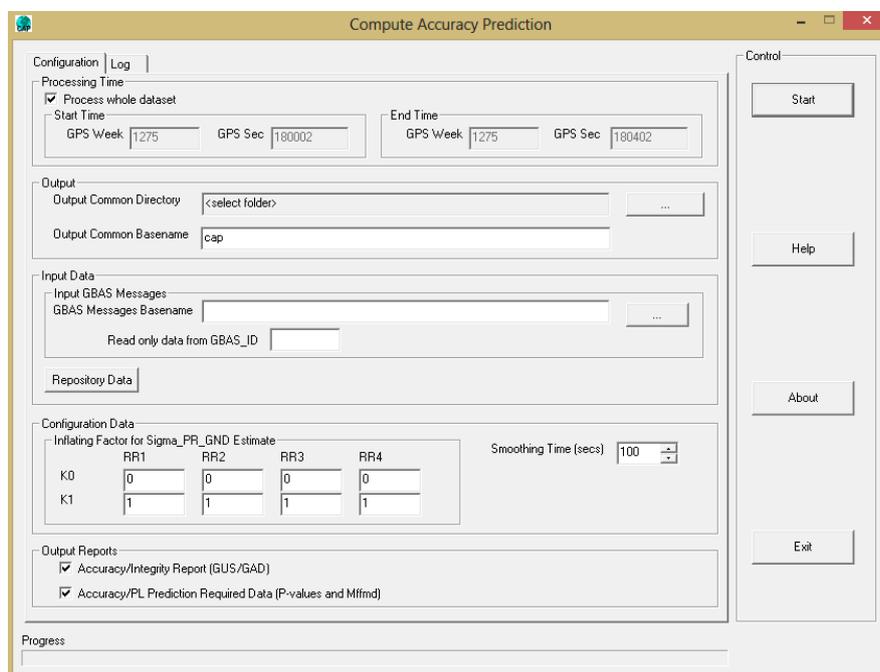
Este módulo é responsável pela geração de parâmetros mais realistas de precisão e integridade da estação GBAS simulada. O CAP gera resultados de cálculos e parâmetros como GAD, Sigma-PR-GND e decorrelação de efemérides para observações de cada satélite nas estações de referência (EUROCAE, 2011).

Conforme a Figura 19, a execução do CAP utiliza como módulos auxiliares o Multiconverter e o GGC. Cabe ressaltar que, inicialmente, o usuário utiliza valores recomendados pelo MOPS para o GAD (A ou 1) e o Sigma-PR-GND (1,0 m) (EUROCONTROL, 2012). Em seguida, com a inserção da amostra significativa de dados (uma semana por exemplo), o CAP atualiza os parâmetros GAD e Sigma-PR-GND, que possibilitam ao usuário executar novamente o Módulo GGC com parâmetros mais realistas.

Os resultados obtidos pela predição do CAP são mais realistas, pois são decorrentes de uma amostra significativa de dados das estações de referência, que podem representar

melhor as fontes erros das medidas GNSS, sob a suposição de que tenham distribuições normais para uma sequência de dados de dias consecutivos.

Figura 19 Configuração de execução do Módulo CAP



5.2 Módulo *Generate GBAS Corrections* – GGC

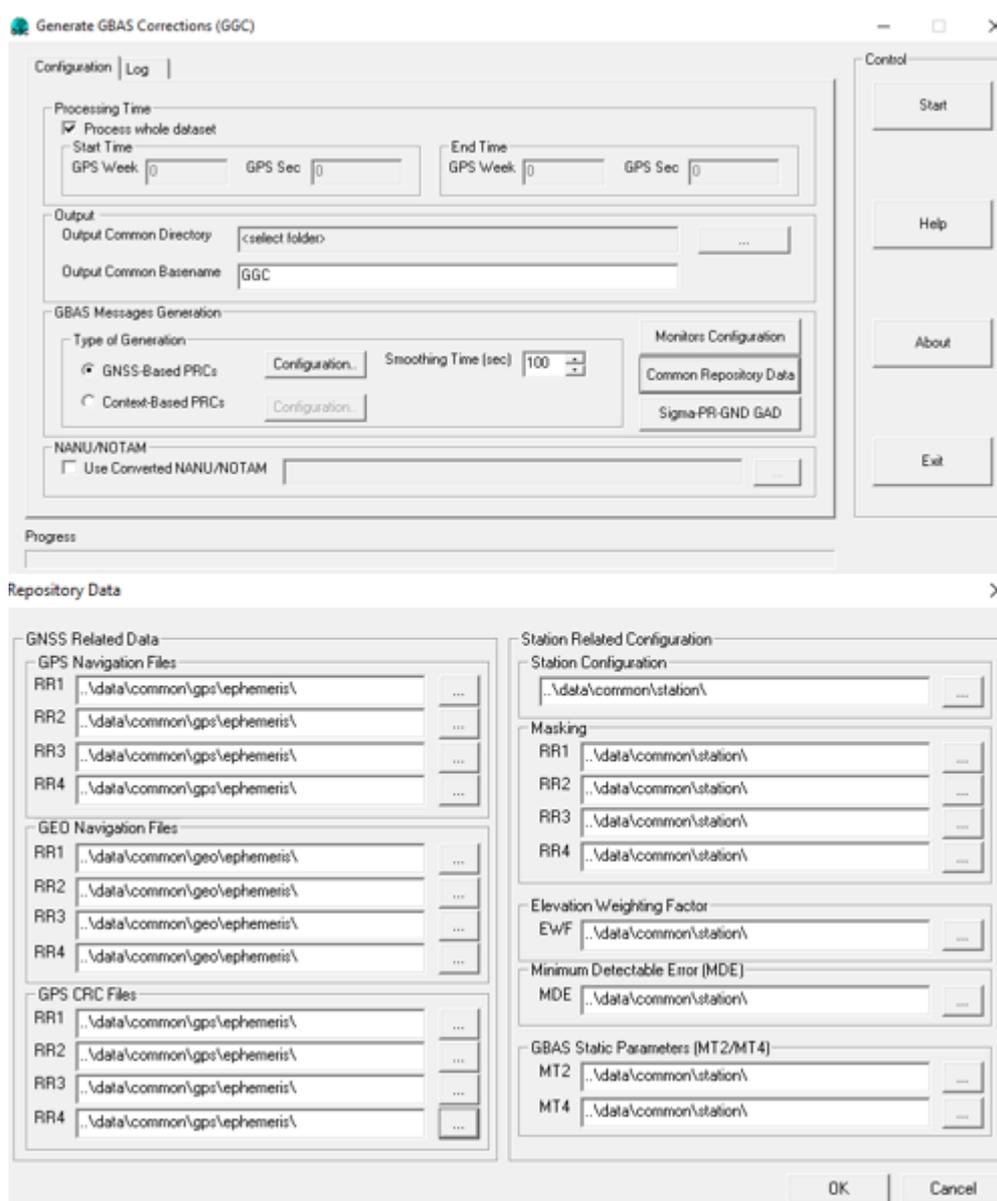
A simulação de uma estação terrestre GBAS, no PEGASUS, é realizada pelo Módulo GGC, que abrange todos os cálculos envolvendo os dados que o sistema GBAS necessita para simular a geração e transmissão dos vários tipos de mensagens. O GGC possui como dados de entrada, os arquivos de observações e efemérides GNSS das estações de referências (2 a 4 estações). Porém, antes de serem utilizadas para gerar mensagens, o Módulo *Multiconvertor* é utilizado para conversão dos arquivos de dados GNSS para um formato próprio do PEGASUS (EUROCAE, 2015).

Para o caso de um cenário baseado em dados GNSS, deve ser selecionada a constante de tempo do filtro de suavização da pseudodistância, que para o GBAS CAT I (GAST C) deve ser de 100 s (Figura 20), enquanto a categoria CAT III requer uma constante de 30 s. Além disso, alguns arquivos de textos devem ser editados para configurar e executar o cenário no Módulo GGC, tais como:

- Configuração das estações: apresenta a quantidade de receptores utilizados, bem como a posição de cada um deles.
- Máscara para cada estação de referência: contém informações dos valores máximos e mínimos do ângulo de elevação e azimutes dos satélites válidos nos cálculos do módulo;

- Constante por elevação dos satélites: utilizada para determinar um fator utilizado na matriz peso de acordo com a elevação dos satélites;
- Erro mínimo detectável: define o valor por satélite para erro mínimo detectável;
- Parâmetros estáticos do GBAS (MT02/MT04): identifica valores referentes às mensagens tipo 2 e 4, tais como: desvio padrão do gradiente ionosférico, índice de refratividade da troposfera, altura de escala do voo, posição de referência do GBAS, identificação do canal para acessar as mensagens geradas, rota a ser seguida e ponto onde será realizado o pouso, entre outras.
- Parâmetros de acurácia do sistema terrestre: apresenta as incertezas do subsistema terrestre (GUS e GAD) definidas por um estudo preliminar da estação GBAS.

Figura 20 Configuração para execução do Módulo GGC



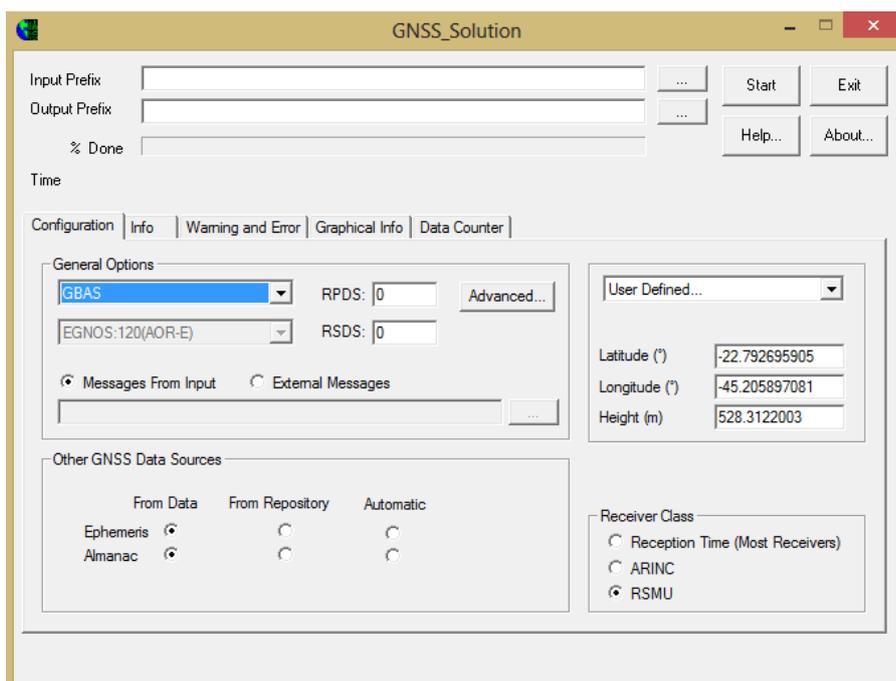
Como resultado do processamento do cenário do GGC, tem-se o conteúdo das mensagens GBAS dos tipos 1, 2 e 4, tais como: as correções de pseudodistância e suas precisões; parâmetros de integridade B-values, de acordo com a quantidade de estações de referência; informações referentes à estação GBAS, para se determinar o posicionamento e a trajetória de aproximação final.

5.3 Módulo GNSS Solution

O Módulo GNSS Solution tem a finalidade de fornecer soluções de posicionamento em conformidade com os padrões MOPS e SARP para receptores GNSS usados em aeronaves usando os sistemas de aumento SBAS e GBAS, bem como nos modos de posicionamento autônomo GPS e Galileo, usando a pseudodistância filtrada pela fase ou pseudodistância bruta (sem o uso do filtro de suavização).

O módulo GNSS Solution também utiliza o módulo de conversão de dados GNSS, para o arquivo GNSS de entrada que simula a aeronave. Os arquivos de saída do Módulo GGC (que representam as mensagens GBAS) são utilizados como arquivos de entrada para execução do GNSS Solution. Outras configurações deste módulo são: a determinação dos canais de recepção das mensagens GBAS (RSDS) e da transmissão do caminho para aproximação final (RPDS); a posição de referência do usuário; a localização da fonte de dados GNSS de efemérides e almanaque dos satélites; o AAD; e a seleção de satélites, conforme Figura 21.

Figura 21 Configuração dos parâmetros de entrada para execução do Módulo GNSS Solution



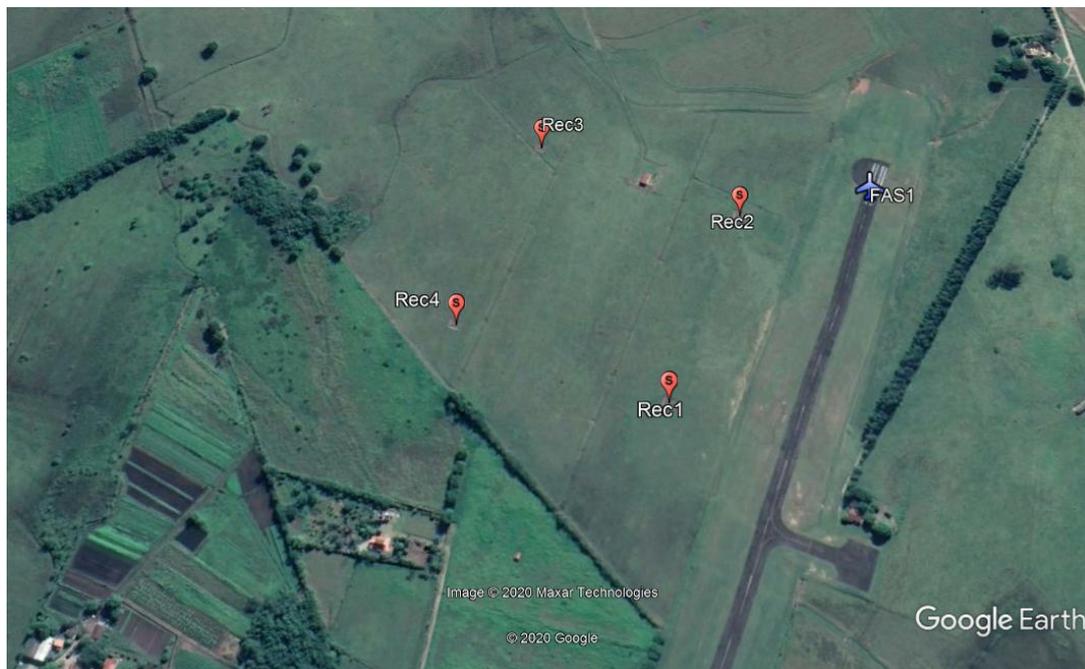
Pode-se destacar que módulo GNSS Solution oferece, como resultado, um arquivo com as coordenadas geodésicas calculadas época a época (referenciadas no WGS84) do usuário, além dos erros de posição (HPE e VPE) e níveis de proteção (HPL e VPL), necessários para determinação parâmetros de acurácia, integridade, continuidade e disponibilidade operacional.

6 EXPERIMENTOS DE SIMULAÇÃO DE GBAS

Para avaliar a performance e compreender as funcionalidades do Posicionamento GBAS, neste trabalho foi utilizado alguns dos módulos que compõem o software PEGASUS desenvolvido pelo EUROCONTROL.

Os experimentos de simulação do GBAS, no modo estático, foram realizados a partir de dados GNSS de 4 estações de referência situadas no município de Pindamonhangaba – SP, conforme mostra a Figura 22. O outro receptor GNSS utilizado para simulação da aeronave estava localizado em Guaratinguetá – SP (Figura 23). Embora o ideal fosse que o receptor estivesse em movimento, simulando uma aeronave, isso não ocorreu. Mas, como estava estático, permitiu avaliar a acurácia do posicionamento/navegação. A distância entre os receptores de referência e o receptor para simulação da aeronave é de aproximadamente 31 km. É importante considerar que a área de cobertura de um GBAS é de cerca 40 km. Esses dados GNSS foram cedidos pela empresa IACIT, sendo de responsabilidade do autor os resultados alcançados, de acordo com as configurações realizada nesta pesquisa.

Figura 22 Localização das estações GNSS referência utilizadas no experimento



Fonte: Adaptado do Google Earth.

Todos os receptores GNSS utilizados são do modelo CMA 4048, da fabricante NovAtel, que desenvolveu este modelo de receptor especialmente para a finalidade de posicionamento GBAS. Para o experimento, estavam configurados a rastrear dados de apenas uma frequência (L1/C1) do GPS, com taxa de amostragem de 0.5 segundos.

Figura 23 Localização da estação de GNSS para simulação da aeronave



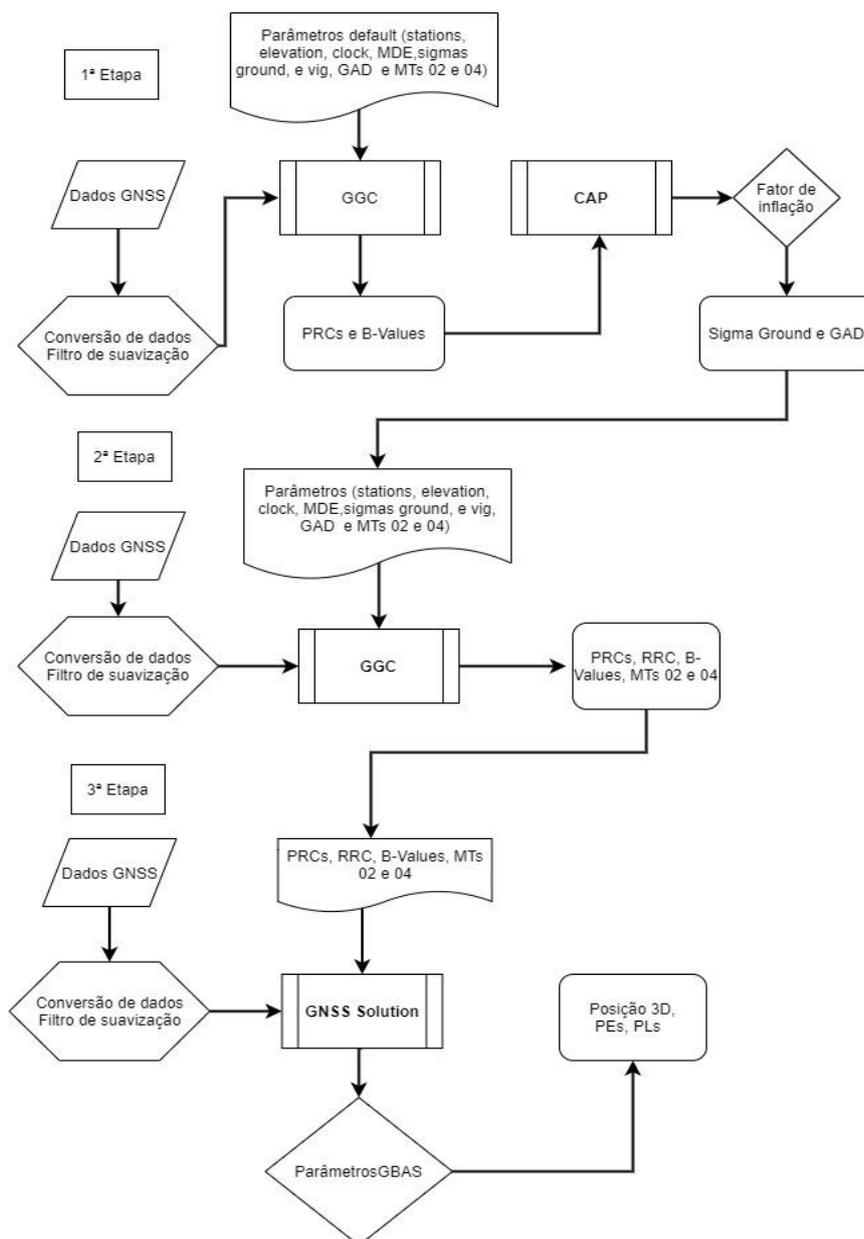
Fonte: Adaptado do Google Earth.

Os módulos principais do software PEGASUS utilizados para o desenvolvimento da simulação do GBAS foram: CAP, GGC e GNSS Solution. Além desses, outros dois submódulos auxiliares também foram utilizados: o Converter, que converte o arquivo dos receptores GNSS para um formato próprio do programa, e o MRFile Runner, responsável em gerar visualizações dos resultados da simulação para os 3 módulos citados anteriormente.

O trabalho analisou a performance do GBAS variando o σ_{vig} com os seguintes valores: 4, 8, 12, 16 e 20 mm/km. O σ_{vig} indica a variação dos gradientes ionosféricos e influencia nas estimativas dos níveis de proteção HPL e VPL. Para o âmbito deste trabalho, serão considerados os valores de limite de alerta (HAL e VAL) para a categoria de aproximação de precisão CAT-I apresentados na Tabela 2.

A cronologia de realização do experimento inicia com o uso do módulo CAP para determinar parâmetros de acurácia das estações de referência. Em seguida, utilizando estes parâmetros, o módulo GGC é usado para gerar o conteúdo das Mensagens Tipo 1, 2 e 4 do GBAS para categoria GAST C (CAT-I). Por fim, o módulo GNSS Solution é utilizado para determinar a solução de coordenadas da aeronave simulada, a partir do conteúdo de mensagens do GGC. A Figura 24 apresenta o fluxo das principais tarefas realizadas na simulação.

Figura 24 Principais etapas envolvidas na simulação GBAS



A seguir, as 3 etapas da simulação realizadas nos módulos do PEGASUS serão descritas.

6.1 Estimativa de parâmetros de acurácia do subsistema de solo

O modelo CAP tem a finalidade de estimar parâmetros de acurácia do subsistema de solo representados pelos indicadores σ_{gnd} e as 3 categorias GAD (1, 2 e 3, em ordem crescente de acurácia – 3 é a melhor). Estes são estimados a partir de uma amostra significativa de dados GNSS (no mínimo uma semana contínua de dados). Com isso, espera-se que todos os erros e ruídos não modelados pelo algoritmo de correção diferencial estimada em cada estação de referência por cada satélite e sua respectiva elevação sejam estimados. Como são

erros que têm repetição no tempo, apresentando uma Distribuição Gaussiana, pode-se avaliar parte da incerteza da correção diferencial (σ_{gnd}) e o nível de acurácia (GAD).

Neste trabalho, para estimar os parâmetros σ_{gnd} e GAD, foram utilizados dados contínuos de cada uma das 4 estações de referência de Pindamonhangaba, registrados durante uma semana:

- Início às 11:00:18 do dia 09/03/2020.
- Término às 11:00:17 do 16/03/2020.

É importante ressaltar que os módulos CAP e GGC têm uma relação de interdependência, pois os resultados de um servem como dados de entrada para o outro. O CAP estima os parâmetros σ_{gnd} e GAD a partir dos B-Values gerados pelo GGC, que por sua vez, necessita de parâmetros σ_{gnd} e GAD para sua execução. Assim, foram adotados valores iniciais de 1,0 m de σ_{gnd} para todas as elevações de satélites e receptores. Adicionalmente, foi adotado o nível de acurácia GAD 1.

Outras configurações para execução do GGC foram: σ_{vig} de 15 mm/km; escala de altura de 12300 m; refratividade de 763; desvio padrão da refratividade de 20. As equações para as estimativas dos parâmetros foram descritas na Seção 4.3.3. Foram utilizados satélites GPS a partir do ângulo de elevação 5° e não foi aplicado fator de inflação aos resultados obtidos.

6.2 Geração de mensagens para a simulação de GBAS

Após a determinação de parâmetros mais realísticos de σ_{gnd} e GAD, foi realizada a simulação de GBAS, na qual as 4 estações de referência (Figura 22) foram responsáveis pela geração do conteúdo de Mensagens GBAS Tipos 1, 2 e 4 para atender à categoria de aproximação de precisão CAT-I. A Tabela 9 apresenta as coordenadas das 4 estações de referência e da aeronave simulada.

Tabela 9 Coordenadas geodésicas das estações de referência

Estações de referência	Latitude (°)	Longitude (°)	Altitude (m)
Rec 1	-22,88705839229	-45,49297911524	540,46605
Rec 2	-22,88518283963	-45,49227787238	540,18792
Rec 3	-22,88453172219	-45,49430416238	541,29453
Rec 4	-22,88641669740	-45,49500692811	540,08610
Aeronave	-22,7926959050	-45,2058970810	528,3122003

O período de análise da simulação GBAS foi de aproximadamente 9h de dados para o dia 16/03/2019, iniciando às 05:08:25 e finalizando às 14:08:24 (Tempo Universal).

Todos os receptores rastreavam dados de pseudodistância e fase da portadora, na frequência L1 do GPS, com intervalo de amostragem de 0.5 s. Por se tratar de um sistema de posicionamento baseado no DGPS, a observável fase da portadora foi utilizada para gerar outra observável que é pseudodistância filtrada pela fase (equação 4). A constante de inicialização do filtro de suavização foi 100 segundos, conforme previsto na SARPs para GAST C.

Parte da configuração do módulo GGC é realizada com a inserção de arquivos de textos com parâmetros referentes às coordenadas geodésicas das estações e função peso de elevação dos satélites para corrigir o erro do relógio do receptor. Nesse caso, foi aplicada a função $\text{sen}^2(e)$ para o peso de elevação dos satélites, adaptada de Collins e Langley (1999). A Tabela 10 apresenta outros parâmetros adotados na configuração do processamento pelo Módulo GGC:

Tabela 10 Configurações de processamento do GGC

Parâmetros de entrada	Valor adotado
GAD	2
Ângulo de elevação mínimo dos satélites	5°
Refratividade	763
Incerteza da refratividade	20
GCID	1 (GAST C)
Dmax	50 km
kmPOSGPS	6,0 m
KmCAT1GPS	5,0 m
FASVALAS	10,0 m
FASLALAS	40,0 m
GPA	3 °
TCH	49,0 m
Course Width	105,0 m

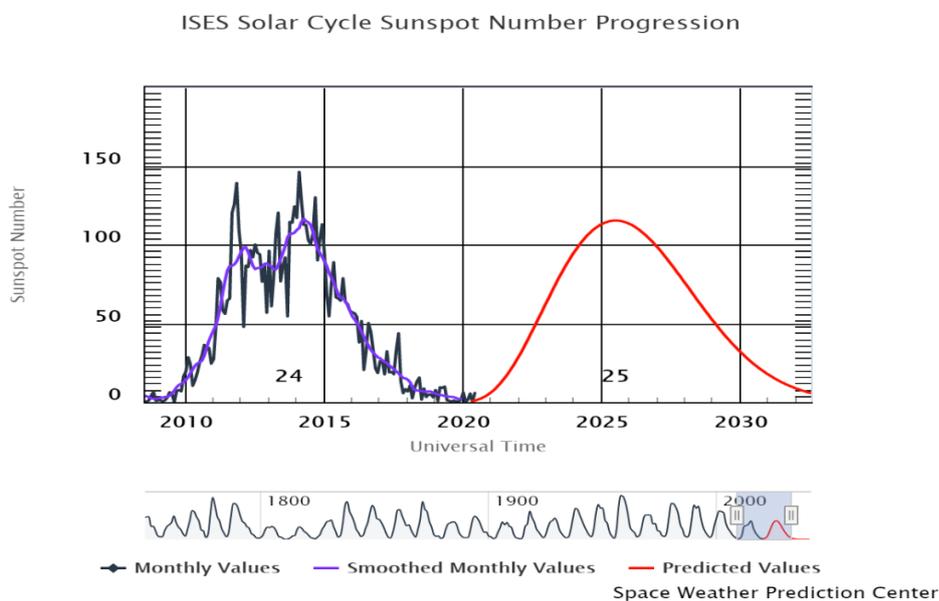
Outro parâmetro configurado no módulo GGC é o σ_{vig} , que faz parte do conteúdo de Mensagens Tipo 2. Embora não seja uma variável utilizada nos algoritmos de geração de correção de pseudodistância e parâmetros de integridade do subsistema de solo, o σ_{vig} é transmitido como um parâmetro fixo da região de abrangência do aeroporto. Para este trabalho foram avaliados 5 valores de σ_{vig} : 4, 8, 12, 16 e 20 mm/km. Embora não tenham sido calculados, servem para verificar como ficariam os erros posição e níveis de proteção mediante a gradientes ionosféricos mais elevados.

Deve-se ressaltar que, embora esses dados para a geração de Mensagens GBAS sejam de data anterior às estimativas realizadas pelo módulo CAP, a utilização dos parâmetros σ_{gnd}

e GAD é válida, pois seus valores estão relacionados com a acurácia da estação em função da geometria de cada satélite. Como foi utilizada uma amostra abundante de dados, os erros mais regulares (multicaminho, por exemplo) podem ser estimados para determinar a incerteza e nível de acurácia da estação terrestre, independentemente do período. Neste caso supõe-se que não ocorreu alterações no ambiente em torno da estação.

Entretanto, deve-se destacar que os experimentos realizados ocorreram em período de mínimo da transição do Ciclo Solar 24 para o 25, como se vê na Figura 25. De acordo com *Sunspot Index and Long-term Solar Observations*, SILSO (2020), a previsão é de que o Ciclo Solar tenha comportamento semelhante ao Ciclo Solar 24. As maiores manchas solares e devem ocorrer em meados de 2025.

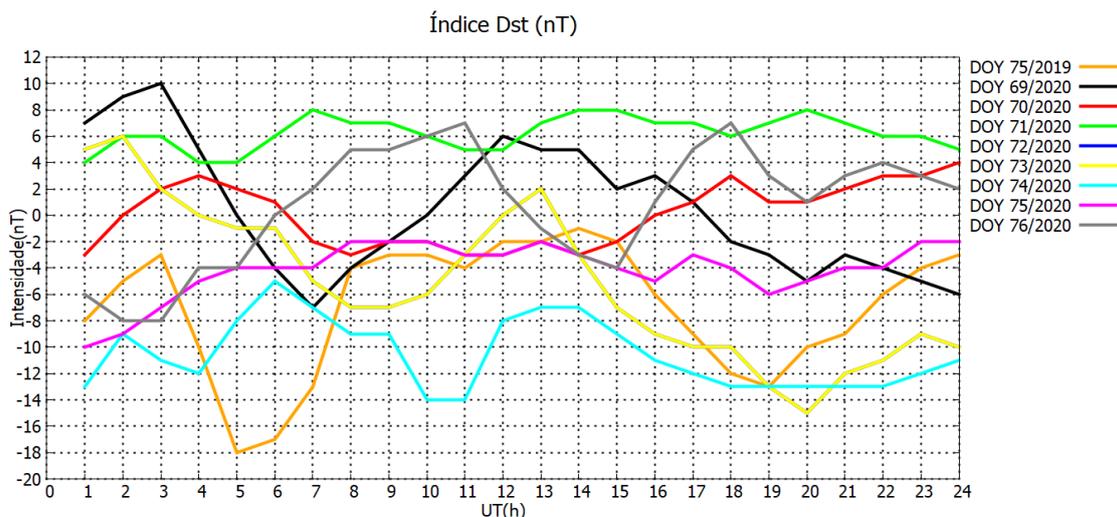
Figura 25 Progressão do número de Ciclo Solar e ocorrência de manchas solares



Fonte: NOAA (2020). Disponível em <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>. Acesso: 14 jul. 2020.

Além do Ciclo Solar, é importante mostrar também que o experimento ocorreu num período de baixa intensidade de tempestades geomagnéticas. A Figura 26 apresenta o índice geomagnético Dst (*Disturbance Storm-Time*), que mede a intensidade de tempestade geomagnéticas (em nano Tesla, nT), na região equatorial e de baixas latitudes geomagnéticas. Segundo Gonzalez et al. (1999), o Dst inferior a -50 nT indica fraca intensidade da tempestade geomagnética. Os dados obtidos para caracterizar as condições de tempestade geomagnéticas foram do *World Data Center for Geomagnetism* (WDC), situado em Kyoto (Japão).

Figura 26 Curvas de intensidade de tempestades geomagnéticas (Dst) para os dias avaliados



Fonte: WDC (2020). Disponível em http://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/dst_realtime/index.html.

Acesso: 14 jul. 2020.

6.3 Determinação do posicionamento e parâmetros de integridade com o GBAS

O conteúdo de Mensagens GBAS geradas pelo módulo GGC foi utilizado juntamente com os dados GNSS da aeronave simulada, na última etapa de simulação GBAS. Trata-se da execução das funcionalidades do Subsistema da Aeronave através do módulo GNSS *Solution*, a fim de obter as estimativas da posição simulada da aeronave, níveis de proteção, erros de posição e outros indicadores inerentes ao posicionamento GNSS.

O receptor GPS que representava a aeronave (simulada) estava situado em Guaratinguetá – SP (Figura 23) e teve configuração similar às dos receptores das estações de referência, mencionada na Seção 6.2. A constante de inicialização do filtro de suavização também foi de 100 segundos, para calcular a pseudodistância filtrada pela fase do receptor de simulação da aeronave.

O parâmetro de acurácia do subsistema da aeronave (AAD) foi selecionado como nível A. A outra opção desse parâmetro é o nível B, que deve ser selecionado quando se utiliza receptores GNSS compatível com o estado da arte para mitigação de erros sistemáticos, o que não foi o caso deste experimento. O parâmetro AAD é utilizado para determinar a incerteza da pseudodistância calculada pela aeronave (σ_{pr_air}), conforme demonstrado na Seção 4.3.4.

Uma vez que experimento foi realizado no modo estático e a posição da aeronave simulada é conhecida, serão analisados os erros de posicionamento horizontal e vertical (HPE

e VPE) decorrente da diferença entre a posição estimada e a posição de referência (introduzida no software).

Os 5 cenários de σ_{vig} referidos na Seção 6.2 são utilizados no módulo GNSS Solution para a determinação dos níveis de proteção horizontal e vertical, que são indicadores de integridade utilizados para analisar o desempenho do GBAS, época a época, em relação ao serviço GAST C pré-selecionado.

Para analisar os indicadores de acurácia, integridade e disponibilidade, também serão calculados os valores de referência para o conjunto de dados de HPE, VPE, HPL e VPL. Nesse foi assumido que os resultados desses indicadores correspondem uma função de densidade de probabilidade normal. Assim, multiplicando o desvio padrão (σ) pelo índice da Tabela de Distribuição Normal (z) correspondente a 95% para HPE e VPE; e 99% para HPL e VPL, somado pela média (\bar{X}) desses respectivos valores (equação 36):

$$xPE; xPL = \sigma * z + \bar{X} \quad (37)$$

Para visualização dos resultados, análise de desempenho e determinação do percentual de disponibilidade das componentes horizontal e vertical, será utilizado o recurso do *Stanford Plot*, como mostrado na Seção 4.6.1.

6.4 Comparação GBAS e o Posicionamento por Ponto Simples

Para analisar a performance do GBAS, foi realizado uma comparação dos resultados com o Posicionamento por Ponto Simples que o módulo GNSS Solution também está habilitado a executar.

Nesse caso, utilizando a mesma amostra de dados da aeronave simulada, foram processadas duas modalidades de PPS: a que utiliza a pseudodistância filtrada pela fase, chamada de PPS *smoothed*; e a segunda, que utiliza as observações brutas de pseudodistância, denominada PPS *unsmoothed*.

Assim como no GBAS, para o PPS também pode-se inserir as coordenadas geodésicas de referência da estação. Por se tratar de experimento em modo estático, é possível avaliar os erros de posição horizontal e vertical, bem seu comportamento visual ao longo do tempo analisado.

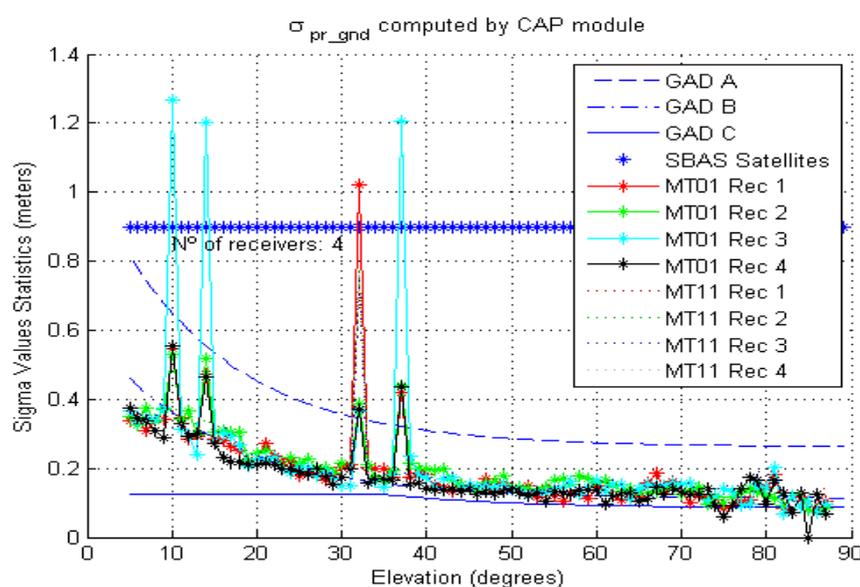
7 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo, são apresentados os resultados do experimento realizado para a simulação de GBAS, analisando o desempenho das funcionalidades das Substema de Solo e do Substema da Aeronave.

7.1 Estimativas de σ_{gnd} e GAD

Por meio do módulo CAP e da amostra de uma semana de dados contínuos foi obtida a acurácia do substema de solo para a simulação GBAS. A Figura 27 apresenta as curvas dos níveis de GAD e os valores de σ_{gnd} obtidas por receptor e em função do ângulo de elevação dos satélites.

Figura 27 Estimativas de σ_{gnd} e GAD para a simulação de GBAS



Pode-se observar que os valores de σ_{gnd} estimados por todas as estações de referência tiveram melhor ajuste à curva de nível GAD B. Nota-se que a incerteza da correção de pseudodistância é maior tanto menor for o ângulo de elevação dos satélites.

A curva de acurácia representada pelo GAD C apresenta menor variabilidade e influência do ângulo de elevação se comparadas às curvas de GAD A e B. Isso é explicado, porque, no GAD C, espera-se que o receptor GNSS disponha da mais alta tecnologia para mitigar efeitos de multicaminho. A melhor aderência do σ_{gnd} à curva GAD B indica que os receptores dispõem de tecnologia consistente para mitigar efeitos de multicaminho e que a incerteza da correção de pseudodistância pode ser maior que 0,2 m para ângulos de elevação inferiores a 20°, aproximadamente.

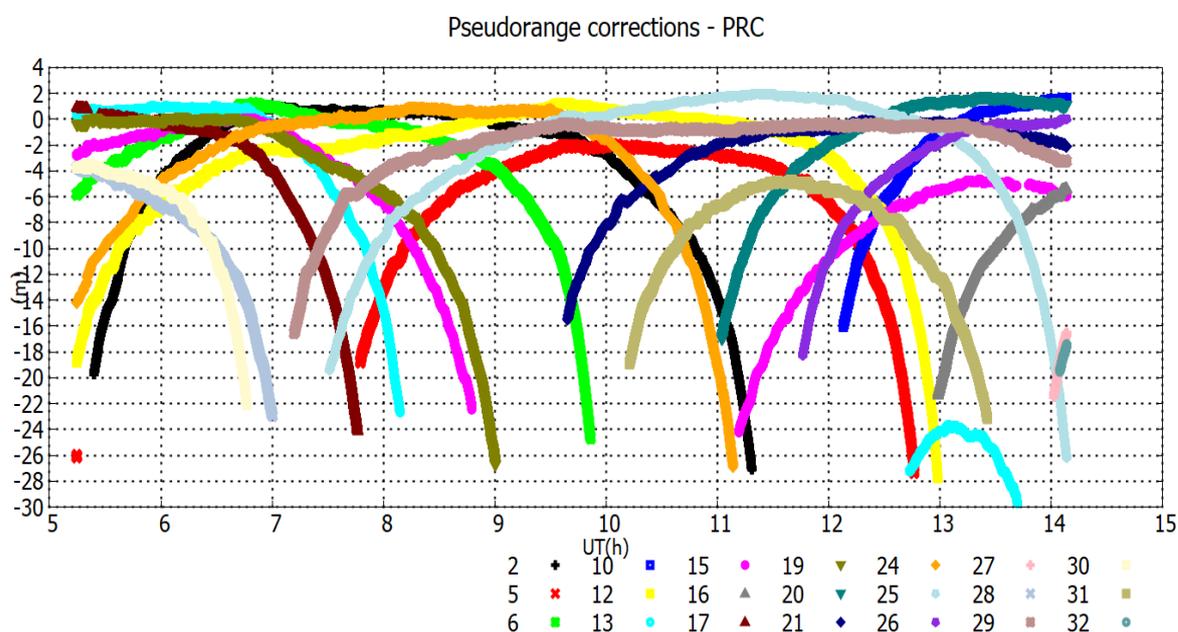
Picos com valores atípicos de σ_{gnd} (acima de 1 m) podem estar relacionados a condições anômalas de multicaminho, ionosfera, troposfera ou outros erros sistemáticos não

modelados corretamente pelas estações de referências. Uma investigação com dados de outros períodos de coleta poderá confirmar se a ocorrência desses picos foi pontual ou se repete no tempo.

7.2 Conteúdo de Mensagens GBAS estimadas

Uma das principais tarefas do Subsistema de Solo do GBAS é geração de correções de pseudodistância, filtrada pela fase, decorrente das observações GNSS das estações de referência. A Figura 28 apresenta a série temporal da correção de pseudodistâncias estimada para cada satélite visível durante o período considerado.

Figura 28 Correção de pseudodistância decorrentes das estações de referência

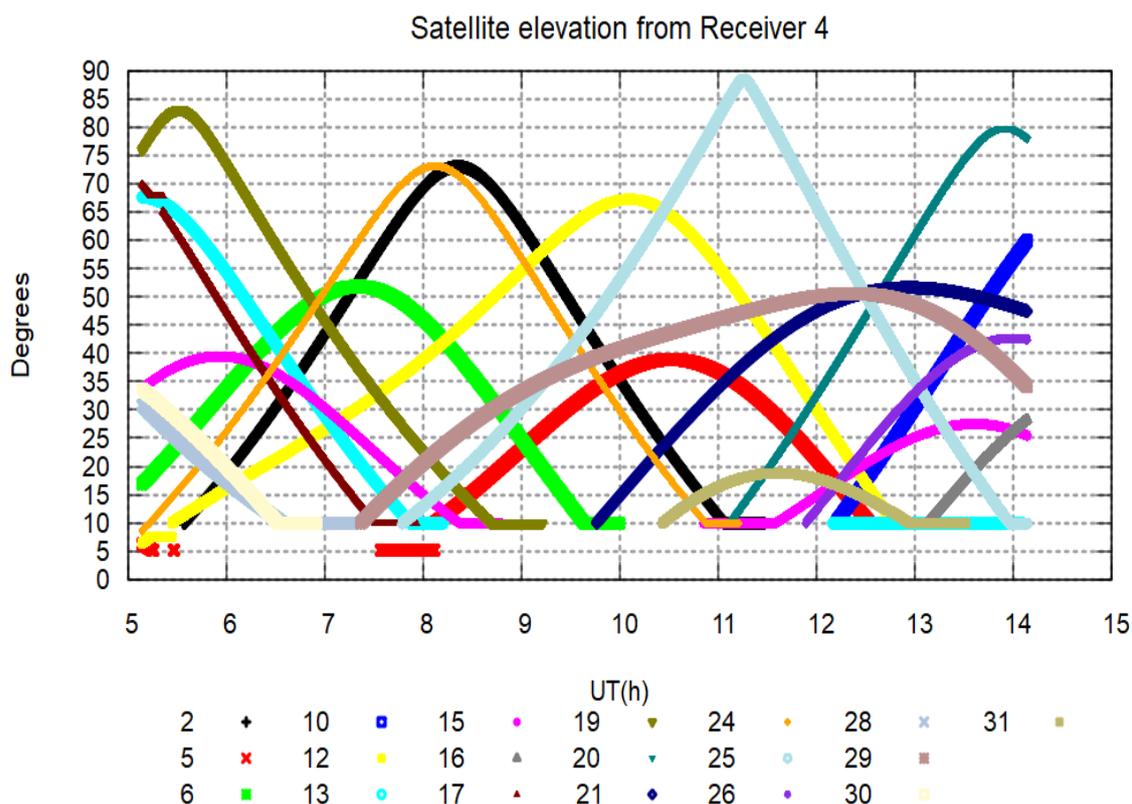


Pode-se observar que as correções de pseudodistância apresentaram o comportamento similar ao de uma parábola com a concavidade voltada para baixo. Os maiores valores de correção, em módulo, são registrados quando os satélites estão mais próximos do horizonte. Por exemplo, a correção no satélite PRN13 atingiu quase -30 m no intervalo de 13 h às 14 h. À medida que os satélites ascendem na direção zenital, as correções têm seus valores reduzidos. Considerando que foi utilizado uma máscara de elevação de satélites de 5°, os resultados das PRCs são condizentes com a literatura (Seeber, 2003; Monico, 2008), que indicam que as observações GNSS realizadas por satélites próximos ao horizonte geralmente apresentam maior ocorrência de erros sistemáticos oriundos de multicaminho, ionosfera, troposfera, e outros.

Na Figura 29 são mostrados os ângulos de elevação dos satélites a partir dos dados GNSS coletados pela estação de referência Rec 4. Considerando que a distância entre as

estações de referência é de aproximadamente 250 m, assim nos outros receptores é esperado que os ângulos de elevação dos satélites os valores sejam similares ao mostrados na Figura 29. Entretanto, nota-se a ausência do PRN 27 e 32, que pode ser explicado pela seleção realizada pelo programa quanto a má qualidade de dados GNSS e a falta de efemérides transmitidas.

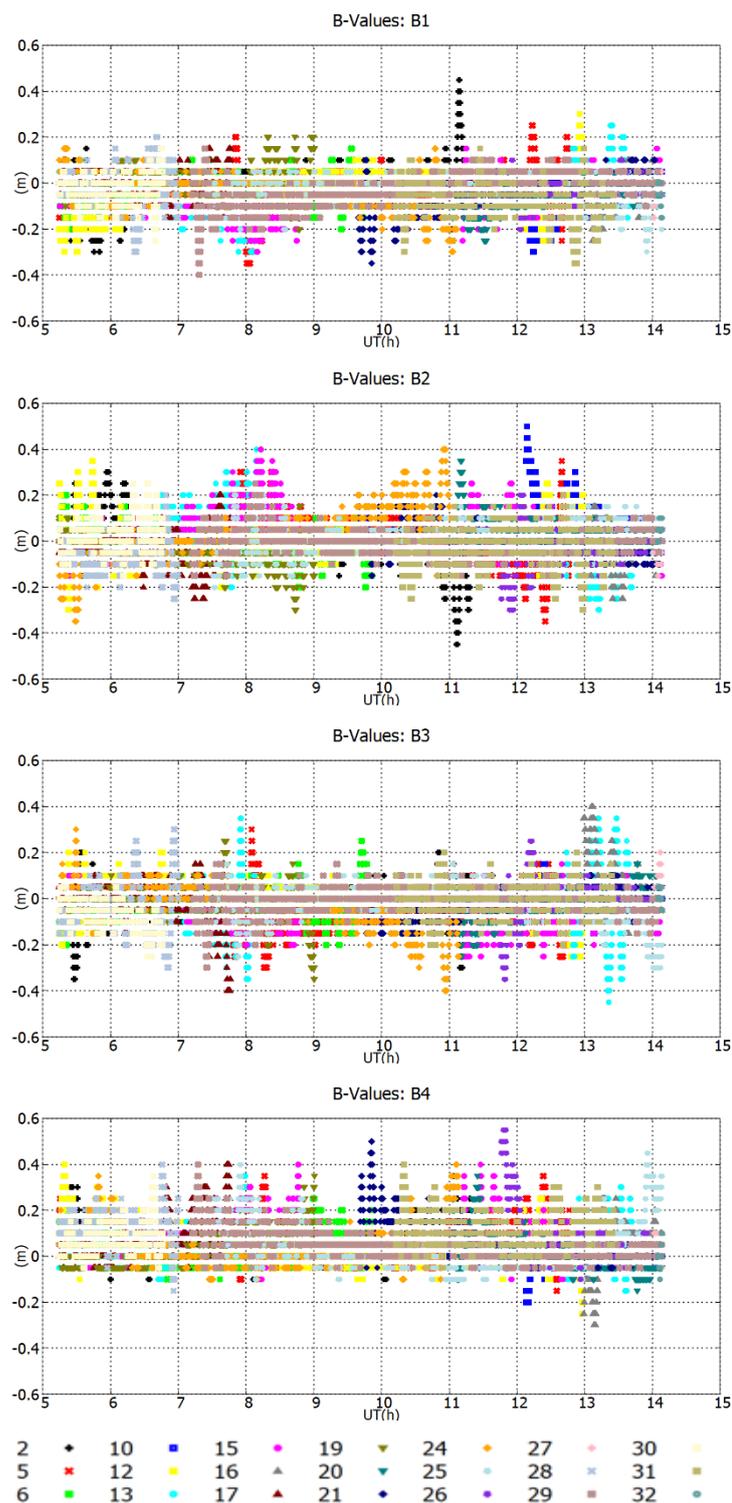
Figura 29 Ângulo de elevação dos satélites para o Rec 4



Como mostrado na Seção 4.3.2, o B-Value é o parâmetro de integridade usado para verificar a consistência das PRCs de cada estação de referência e satélite em relação ao valor que foi transmitido, caso ocorra falha em uma das estações. Os painéis da Figura 30 apresentam os B-Values (B1, B2, B3, B4) que representam qual seria a diferença na PRC se houvesse falha em cada uma das estações referência e fosse usada a média das PRCs das outras 3. Logo, B1 indica falha na estação Rec1, B2 na estação Rec 2, e assim sucessivamente.

Quanto mais próximo de zero forem os B-Values, mais consistente são os valores transmitidos de PRCs. Isso indica um ambiente mais homogêneo e menor quantidade de ruído e variação das observações coletadas pelas estações de referência.

Figura 30 Parâmetros de integridade B-Values por satélites e estação de referência



A análise da Figura 30 mostra uma variação aproximada de -0,3 m a 0,3 m para B1, B2 e B3. Já em B4, a variação fica entre -0,1 m a 0,4 m. Em todas as situações, percebem-se picos de maior variação de alguns satélites, dos quais se destacam:

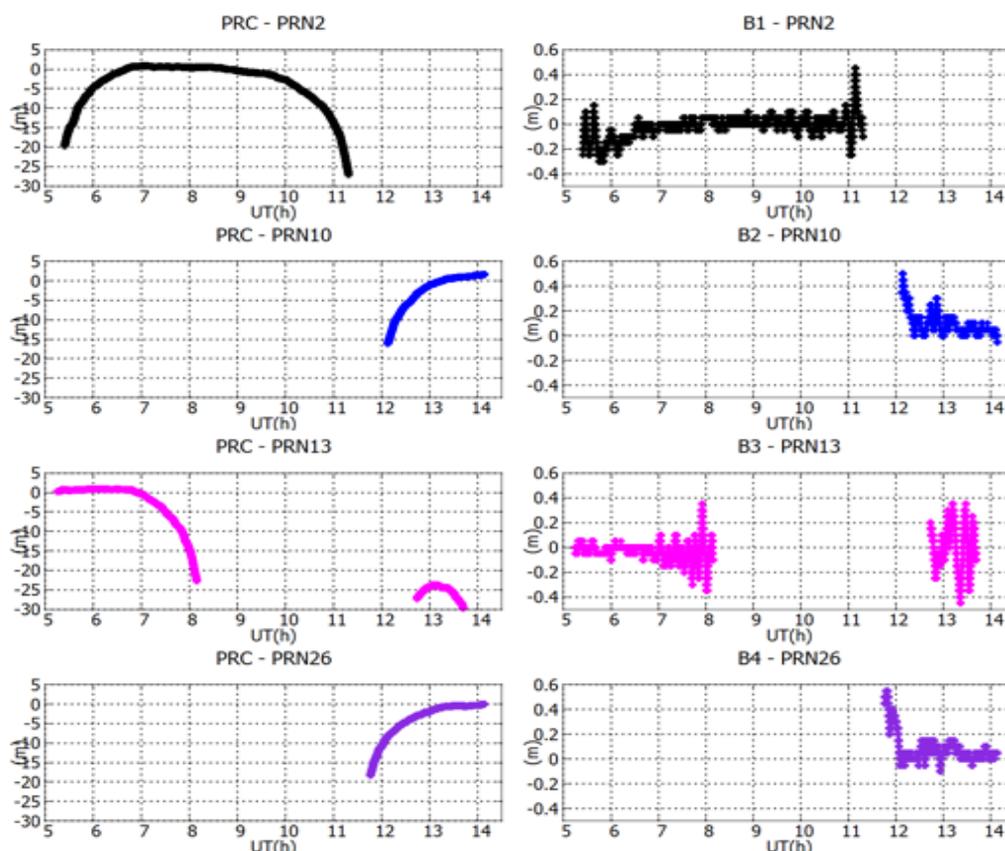
- B1: PRN2 diverge em 0,45 m da PRC transmitida;
- B2: PRN10 diverge em 0,50 m da PRC transmitida;

- B3: PRN13 diverge em -0,45 m da PRC transmitida;
- B4: PRN 26 diverge em 0,55 m da PRC transmitida.

Observando a Figura 31, nota-se que esses picos de maiores valores de B-Values, geralmente coincidem com as épocas de maiores valores em módulo de PRC. Portanto, devem estar associados aos períodos de observações GNSS mais ruidosas. Outra possibilidade é a de que esses B-Values mais discrepantes estejam relacionados aos picos de σ_{gnd} reportados na Seção 7.1.

Essa análise sobre o parâmetro B-Value é relevante, principalmente, por ser utilizado no cálculo dos níveis de proteção, que são indicadores de integridade do GBAS.

Figura 31 PRC e B-Values para os satélites PRN 2, 10, 13 e 26

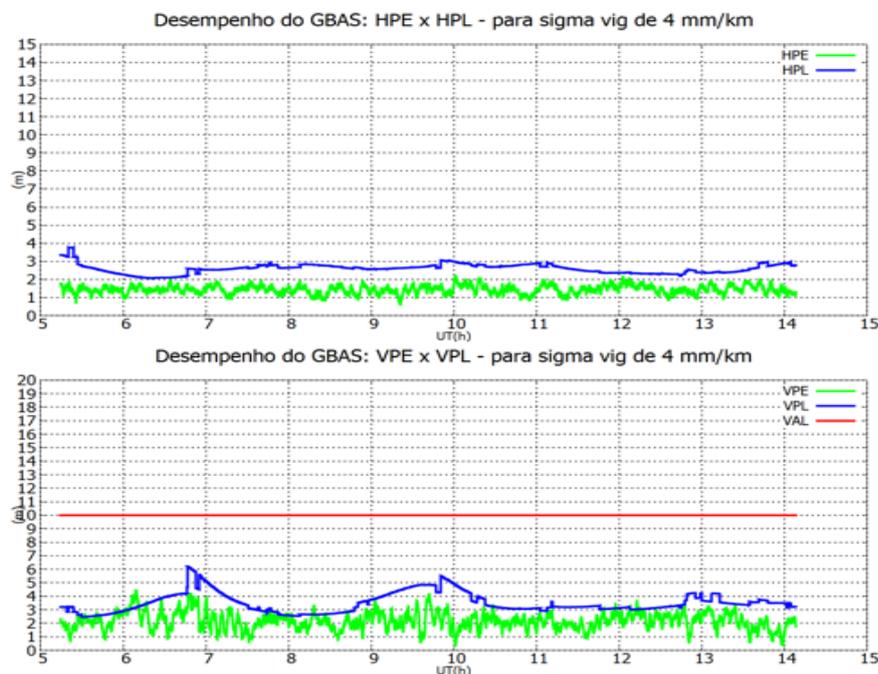


7.3 Resultados no domínio das posições

Diante dos resultados mostrados na seção anterior, o módulo GNSS Solution utiliza as PRCs e demais conteúdo das Mensagens GBAS para determinar o posicionamento da simulação GBAS, além de outras estimativas no domínio das posições e indicadores de integridade para análise de desempenho.

Assim, os painéis da Figura 32 apresenta os gráficos das séries temporais dos erros de posicionamento (HPE e VPE) e níveis de proteção (HPL e VPL) calculados para a aproximação de precisão GAST C. Neste cenário, foi aplicado um valor de σ_{vig} de 4 mm/km.

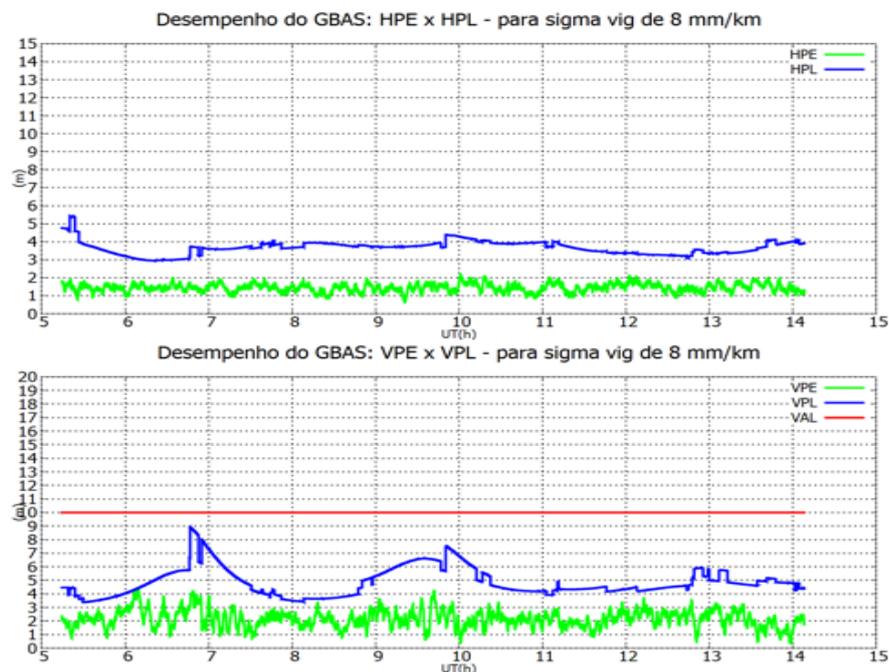
Figura 32 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 4 mm/km



Para a componente horizontal, o HPE sempre foi inferior ao HPL no cenário de σ_{vig} de 4 mm/km na Figura 32. Por outro lado, para a componente vertical, observam-se algumas épocas em que o VPE ultrapassou o VPL, indicando condição de perda de integridade para a categoria de aproximação. Na componente vertical, foi inserido no gráfico o limite de alerta vertical (VAL), que possui valor constante de 10 m, correspondente ao erro máximo tolerável. Embora o VPE não tenha ultrapassado o VAL, o fato de que, para alguns instantes foi superior ao VPL diminui a confiabilidade de uso do GBAS para a categoria de aproximação de precisão.

O segundo cenário avaliado considerou o valor de σ_{vig} igual a 8 mm/km. Na Figura 33, pode-se observar o desempenho das componentes horizontal e vertical para este cenário.

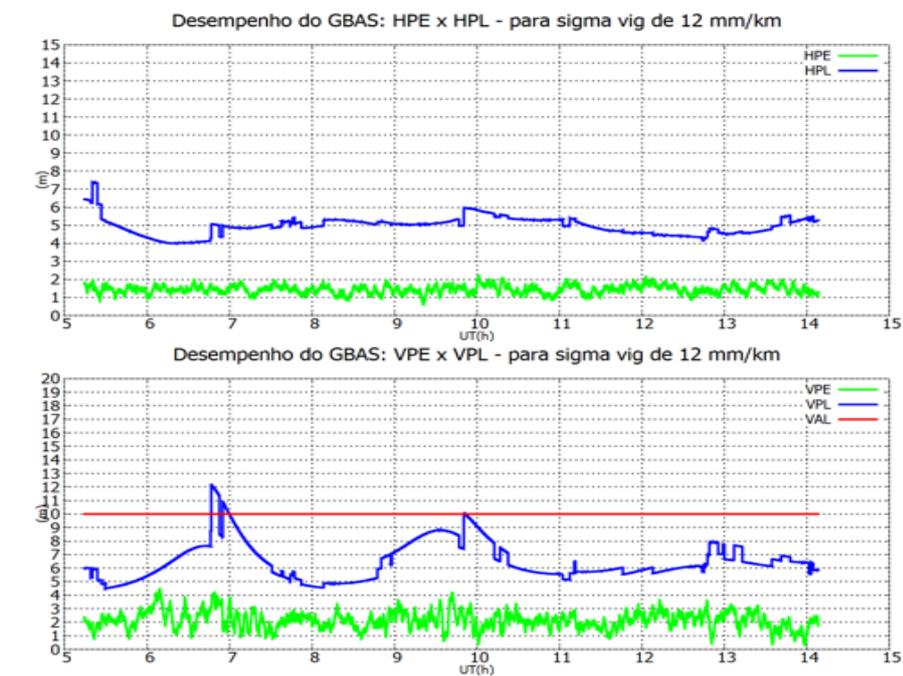
Figura 33 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 8 mm/km



Utilizando o valor de σ_{vig} de 8 mm/km, o HPE em todo o período foi inferior ao HPL. O VPE teve comportamento similar, exceto para algumas épocas entre 6 h e 7h, em que houve uma ligeira superioridade do VPE sobre VPL. O VAL não foi ultrapassado neste cenário, ainda que se tenha observado a elevação do valor dos níveis de proteção, se comparado ao cenário anterior.

Para o cenário de σ_{vig} de 12 mm/km (Figura 34), ambos os erros de posicionamento HPE e VPE foram inferiores aos níveis de proteção HPL e VPL. No entanto, percebe-se uma elevação dos valores dos níveis de proteção e que, em determinadas épocas, o VPL ultrapassa o limite de alerta.

Figura 34 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 12 mm/km



Essa condição dos níveis proteção vertical superando o limite de alerta vertical, também pode ser vista nos demais cenários pesquisados, ao se adotar os valores de σ_{vig} de 16 mm/km e 20 mm/km. Nas Figuras 35 e 36, esses resultados são reportados.

Figura 35 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 16 mm/km

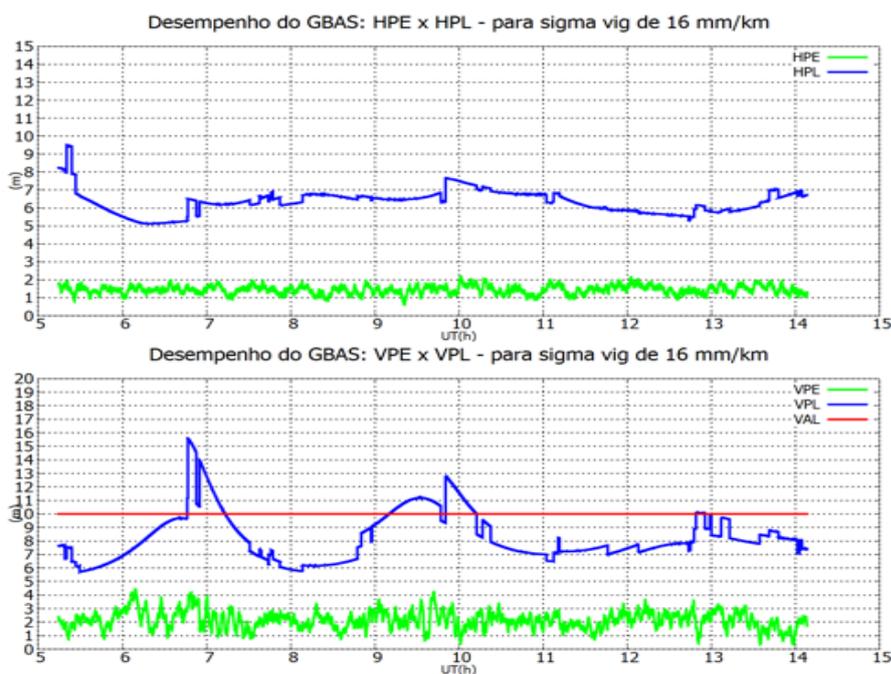
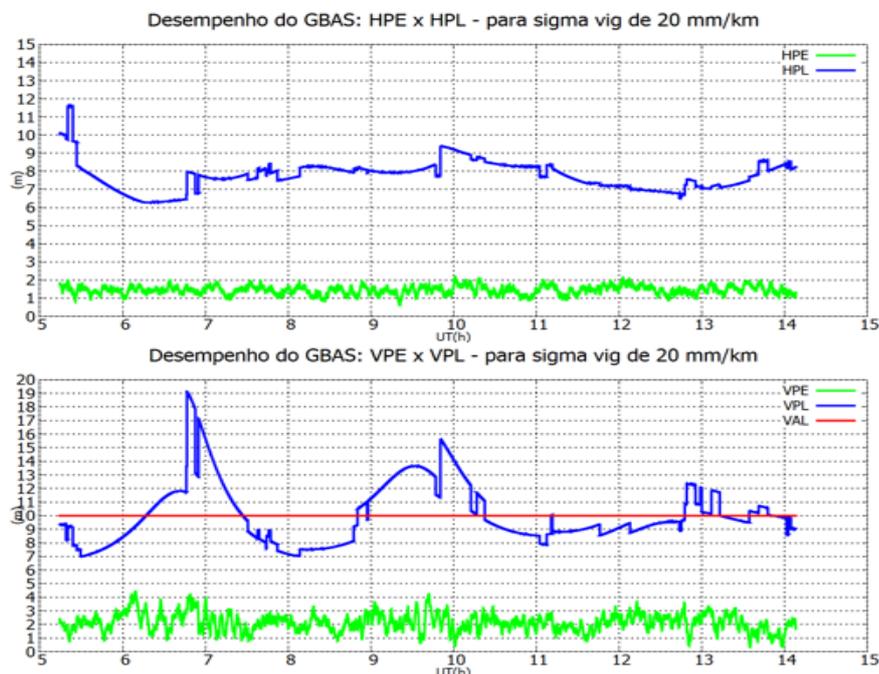


Figura 36 Desempenho dos erros de posicionamento e níveis de proteção para simulação GBAS considerando σ_{vig} de 20 mm/km



O desempenho do sistema em função dos erros de posicionamento e níveis de proteção também podem ser analisados através da Tabela 11, que apresenta a média dos PEs e PLs, bem como os valores dos erros de posição correspondentes à acurácia de 95% e dos níveis de proteção (integridade) a 99%, considerando uma distribuição normal. Esses percentuais estão apresentados na Tabela 2 e são requisitos de desempenho de acurácia e disponibilidade para a CAT-I (GAST C).

Tabela 11 Desempenho dos PEs e PLs em relação aos requisitos operacionais para CAT-I

σ_{vig} (mm/km)	HPE		VPE		HPL		VPL	
	média (m)	Acurácia 95% (m)	média (m)	Acurácia 95% (m)	média (m)	Integridad e 99% (m)	média (m)	Integridade 99% (m)
4	1.438	1,8	2,172	3,2	2,592	3,3	3,501	5,9
8	1.443	1,8	2,156	3,2	3,66	4,7	4,845	8,4
12	1.445	1,8	2,149	3,2	4,95	6,4	6,486	11,5
16	1.447	1,8	2,145	3,2	6,328	8,2	8,250	14,7
20	1.447	1,8	2,143	3,2	7,747	10,1	10,073	18,1

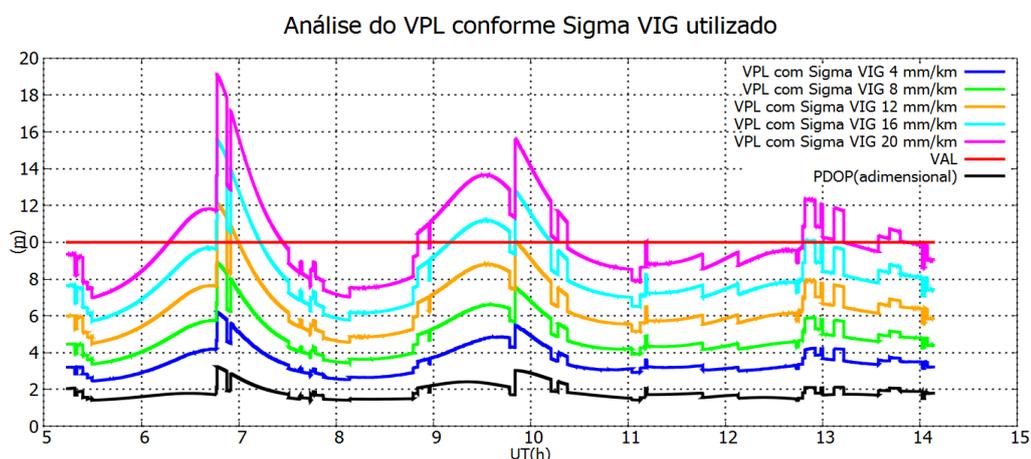
Para a CAT-I é requerida a acurácia horizontal de 16 m, enquanto na componente vertical a acurácia é de 6 m a 4 m. Sendo assim, o HPE e VPE estão em conformidade com o nível de desempenho exigido em todos os cenários. Entretanto, essa análise deve ser realizada em função dos níveis de proteção, pois foi utilizada apenas uma amostra de dados

GNSS para representar todos os cenários. Logo, esses erros de posicionamento podem estar sub ou superestimados, caso fossem utilizadas observações GNSS para o gradiente ionosférico compatível com cada valor de σ_{vig} adotado.

Os resultados obtidos mostraram a deterioração dos níveis de proteção conforme se aumenta o valor do σ_{vig} . Isso pode indicar que, na ocorrência de elevados gradientes ionosféricos, existe o risco de perda de integridade, principalmente vertical.

Outro fator importante observado foi a presença de picos e descontinuidades dos níveis de proteção, seja para a elevação, quanto na redução do valor. Essa ocorrência coincide com a mudança de geometria dos satélites, como se pode ver na Figura 37, que inclui o valor do PDOP (*Precision Dilution of Position*) obtido durante o período considerado.

Figura 37 Comparação do VPL de acordo com o σ_{vig} adotado e a influência da geometria de satélites



A análise da Figura 37 evidencia a relação do σ_{vig} com a elevação dos níveis de proteção. Assim, foi calculado o percentual de incremento de cada cenário de σ_{vig} nos valores de HPL e VPL (mostrados na tabela 11). Dividiu-se os valores de HPL e VPL dos cenários de σ_{vig} de 8, 12, 16 e 20 mm/km pelo de 4 mm/km e multiplicando por 100% foi obtido o quanto foi acrescido percentualmente por cada cenário. Esses resultados são apresentados na Tabela 12.

Tabela 12 Percentual de incremento para o σ_{vig} de 4 mm/km em relação aos níveis de proteção

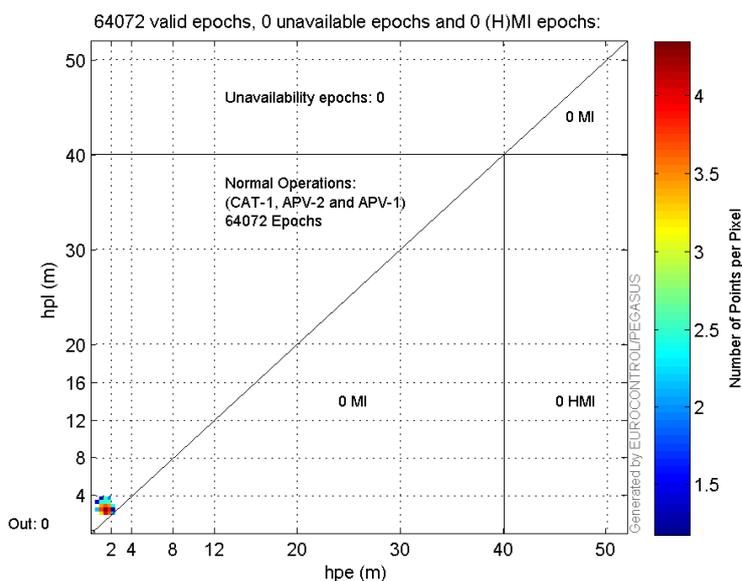
σ_{vig}	percentual de incremento para o σ_{vig} de 4 mm/km	
	HPL	VPL
8 mm/km	42,4%	42,4%
12 mm/km	93,9%	94,9%
16 mm/km	148,5%	149,2%
20 mm/km	206,1%	206,8%

O percentual de incremento de 4 para 8 mm/km é de 42,4%. No cenário de 12 mm/km o incremento é quase dobro com 93,9% para o HPL e 94,9% no VPL. Já para 20 mm/km o incremento mais triplica com percentuais de 206,1% e 206,8% para o HPL e VPL, respectivamente. Destaca-se ainda, que o incremento é o mesmo no HPL e VPL no cenário de σ_{vig} de 8 mm/km. Nos outros cenários, o percentual de incremento no VPL é maior que no HPL, com uma diferença de 1% para o σ_{vig} de 12 mm/km e 0.7% para os outros dois cenários de σ_{vig} (de 16 mm/km e 20 mm/km).

7.4 Análise de integridade da simulação GBAS

O *Stanford Plot* é outra forma de análise visual para verificar o desempenho e a integridade do GBAS. Esse recurso, disponível no relatório de processamento do módulo GNSS Solution, indica a quantidade de épocas com integridade adequada para atender às categorias de aproximação de precisão. A Figura 38 mostra o desempenho do sistema para a componente horizontal e o primeiro cenário.

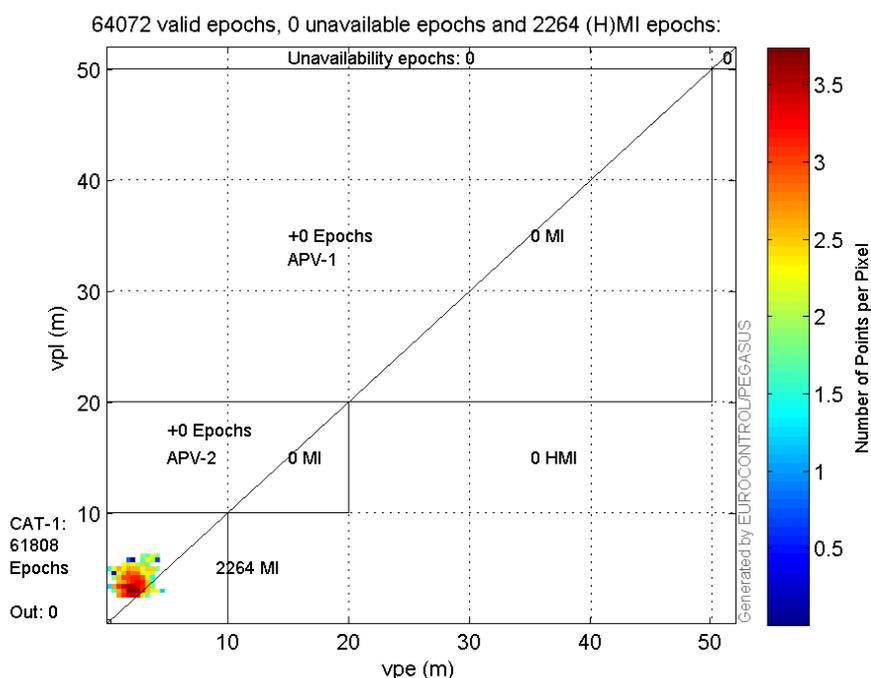
Figura 38 Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal usando σ_{vig} de 4 mm/km



Como já indicaram os gráficos de HPE e HPL, a componente foi atendida em todas as épocas processadas (64072 no total). No *Stanford Plot*, os valores se situaram dentro da área operacional para a aproximação CAT-I. Essa condição de 100% de disponibilidade da componente horizontal para a CAT-I se repete para todos os cenários avaliados nessa pesquisa, variando apenas o HPL. Os *Stanford Plots* da componente horizontal dos demais cenários (σ_{vig} de 8, 12, 16 e 20 mm/km) estão apresentados nos Apêndices de A ao D. Na sequência, será dada mais ênfase aos resultados da componente vertical.

No primeiro cenário de σ_{vig} igual a 4mm/km, a componente vertical teve 96,5 de percentual de disponibilidade para CAT-I. Os 3,5% das épocas restantes correspondem a situações de informações enganosas MI, indicando perda de integridade, pois os erros de posicionamento superam os níveis de proteção, como mostrado na Figura 39.

Figura 39 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 4 mm/km

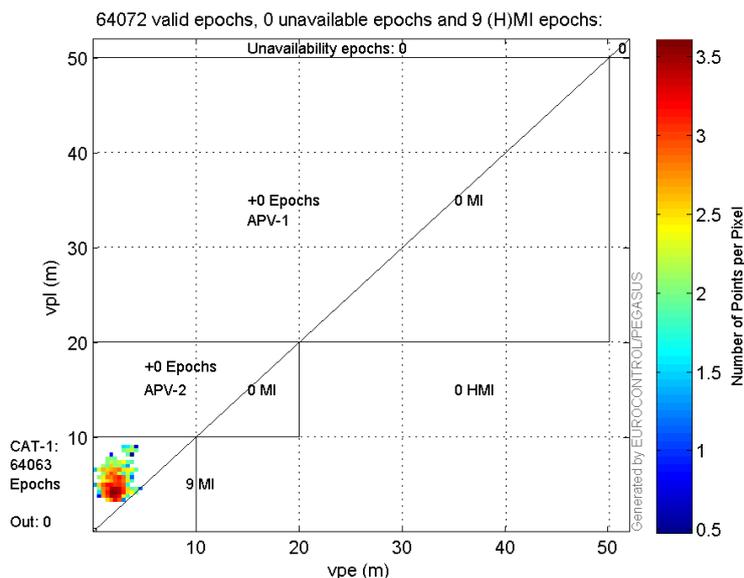


No *Stanford Plot*, quando o PE supera o PL, mas é inferior ao AL, é indicado uma MI. Se o PE superar o AL e PL uma informação perigosamente (HMI) enganosa é marcada. Esse tipo de classificação é baseado na probabilidade estatística de significância para os testes de hipóteses, como se vê em Gemael et al. (2015).

- MI significa a ocorrência de Erro Tipo 1, onde a decisão é de rejeitar a hipótese nula quando, de fato, H_0 é verdadeira e não deve ser rejeitada para o nível de significância considerado.
- HMI corresponde ao Erro Tipo 2, em que a decisão é de não rejeitar a hipótese nula quando, na verdade, deve-se rejeitar H_0 para o nível de significância considerado.

Para o cenário de σ_{vig} de 8 mm/km (Figura 40), aproximadamente 99,99% das épocas da componente vertical estão dentro da área operacional da CAT-I. Entretanto, para 9 épocas ou 0,01% do total representam a ocorrência de Erro Tipo 1. Nesse cenário, chama a atenção o fato de que, em muitas épocas, o nível proteção está próximo do limite de alerta vertical (10 m), o que implica a necessidade de minimização de erros de posição.

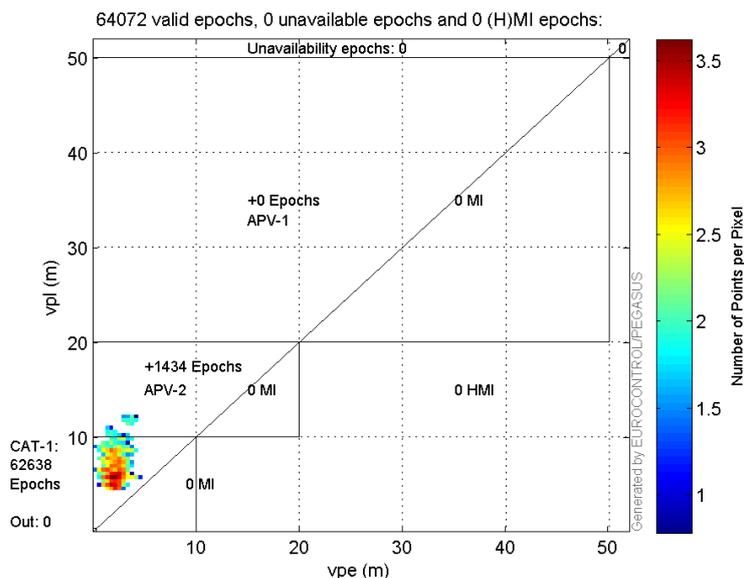
Figura 40 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 8 mm/km



Quando PL supera o AL, muda-se a classificação da operação de voo que o GBAS pode atender. Embora o erro de posição seja baixo, como visto na Tabela 11, o nível de proteção mais alto indica que existe probabilidade de que, em algum momento, esse erro de posicionamento seja maior. Esse aumento no nível de proteção advém do aumento do σ_{vig} ; isto é, da incerteza que os gradientes ionosféricos podem causar em erros de posicionamento GNSS.

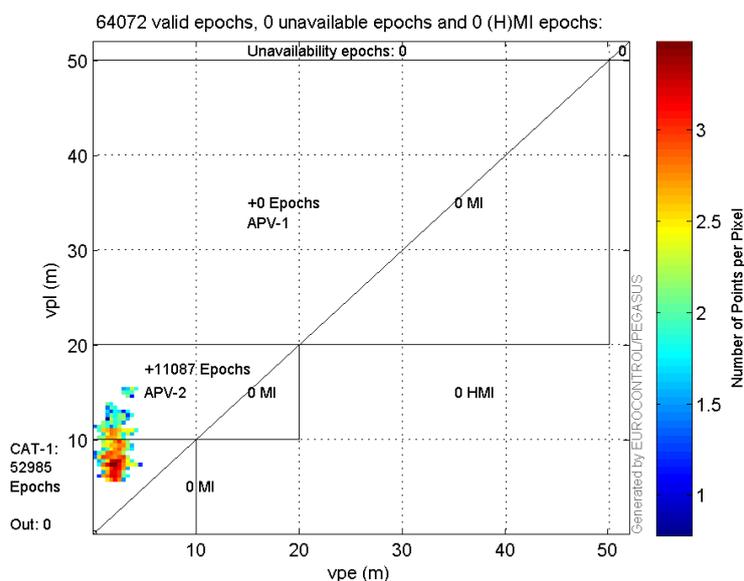
Assim, nos próximos cenários mostrados a seguir nas Figuras 41, 42 e 43, esse aumento do nível de proteção vertical, superando o limite de 10m, fez com que um percentual de épocas fosse classificado para a operação APV-2, cujo limite para o VPL é 20 m. Nesse sentido, para o σ_{vig} de 12 mm/km, 97,8% das épocas estão dentro da área operação para CAT-I. Entretanto, 2,2% das épocas encontram-se disponíveis para operar apenas para APV-2.

Figura 41 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 12 mm/km



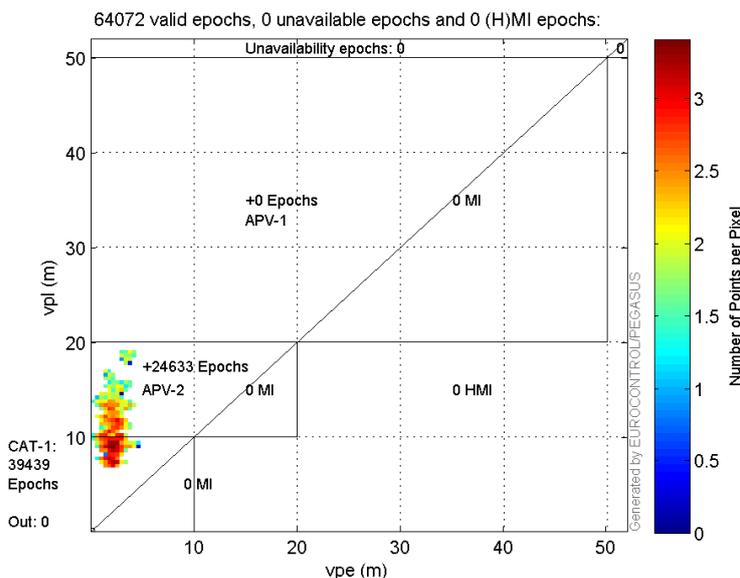
No cenário com σ_{vig} igual a 16 mm/km, o percentual de disponibilidade para CAT-I é reduzido para 82,7% das épocas. Os outros 17,3% das épocas atenderiam à operação APV-2.

Figura 42 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 16 mm/km



A redução da disponibilidade CAT-I foi maior ainda no cenário com σ_{vig} de 20 mm/km, representando 61,6% das épocas processadas. O restante, 38,4% habilita somente a categoria de aproximação APV-2.

Figura 43 Desempenho do GBAS GAST C para a componente vertical usando σ_{vig} de 20 mm/km



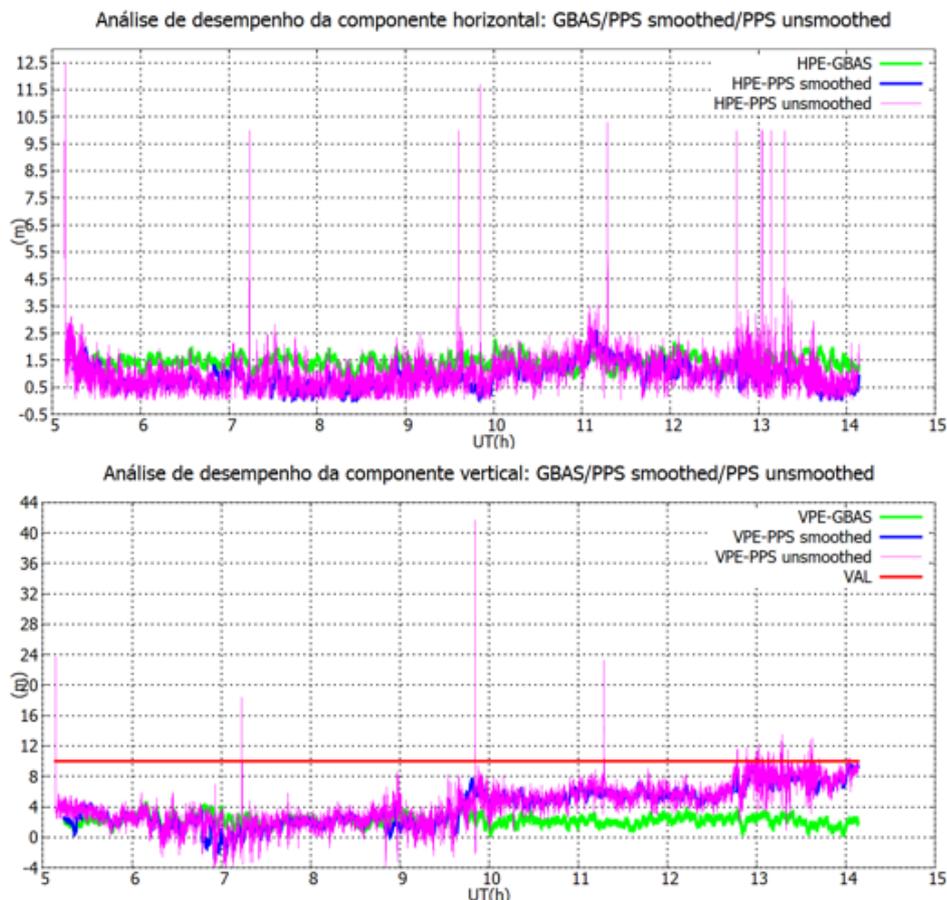
Assim, a análise considerando os níveis de proteção indica que apenas os cenários com σ_{vig} de 4 e 8 mm/km cumpriram as exigências de desempenho de disponibilidade. Nos outros cenários, o desempenho da componente vertical para a CAT-I é degradado conforme o aumento do σ_{vig} , ultrapassando inclusive o limite de alerta vertical. Esses resultados concordam com a literatura expressa em Lee (2005); Felux et al. (2017), que relatam a dificuldade da componente vertical em atender os requisitos de desempenho para aviação, já que os erros sistemáticos das observações GNSS têm maior impacto sobre essa componente.

A ocorrência de picos nos B-Values, reportado na Seção 7.2, é outro fator que deve ter influenciado nessa elevação dos níveis de proteção. Houve picos de B-Values de até 0,55 m, sendo que valores iguais ou próximos de zero indicam mais consistência para as medidas obtidas por cada estação de referência. Entretanto, a proporção de crescimento do nível de proteção provavelmente seria a mesma, pois somente o σ_{vig} é alterado em cada cenário. Os componentes da equação do nível de proteção são mantidos constantes nessa pesquisa.

7.5 Análise de desempenho do GBAS e PPS

Uma análise comparativa foi realizada com 3 diferentes métodos de posicionamento: GBAS; PPS usando a pseudodistância filtrada pela fase (PPS *smoothed*); e PPS sem utilizar o filtro de suavização (PPS *unsmoothed*). Os resultados podem ser vistos na Figura 44, em função do HPE e VPE para cada método de posicionamento.

Figura 44 Erros de posicionamento para os métodos GBAS, PPS smoothed, e PPS unsmoothed



Pode-se observar que os erros de posição horizontal e vertical do PPS *unsmoothed* oscilam muito mais que o PPS *smoothed* e o GBAS. Picos discrepantes de HPE e VPE são marcantes e indicam mudanças de geometria e disponibilidade de satélites.

Na componente horizontal, deve-se destacar que o HPE para o GBAS e PPS *smoothed*, tiveram valores, em grande parte do tempo, inferiores a 2 m. No caso do PPS *unsmoothed*, esse desempenho também pode ser observado, porém o caráter oscilante é marcante em todo do período.

Em relação à posição vertical, nota-se que os três métodos de posicionamento geralmente apresentavam erros inferiores a 4 m até 10 h. Após esse horário, o GBAS se mantém no patamar de VPE (cerca de 4 m), enquanto o PPS *smoothed* e PPS *unsmoothed* apresentam um *bias* que degrada a posicionamento vertical, de modo que o VPE atinge valores acima do limite de alerta considerado para GBAS, justificando, portanto, a necessidade de utilizar correções diferenciais para a melhoria da posicionamento. Os resultados da presente estão resumidos na Tabela 13.

Tabela 13 Percentual de incremento para o σ_{vig} de 4 mm/km em relação aos níveis de proteção

Tipo de posicionamento	HPE			VPE		
	média (m)	Desvio padrão (m)	Acurácia 95% (m)	média (m)	Desvio padrão (m)	Acurácia 95% (m)
GBAS	1,438	0,233	1,8	2,172	0,642	3,2
PPS smoothed	0,870	0,429	0,7	3,913	2,432	4,0
PPS unsmoothed	1,001	0,547	0,9	4,142	4,273	4,3

Conforme a Tabela 13, o desempenho do GBAS é mais preciso que os das duas modalidades PPS, principalmente na componente vertical, onde a análise do desvio padrão indica maior imprecisão e variação do PPS. No caso do PPS *unsmoothed*, essa imprecisão faz com que o VAL seja superado em diversas épocas, como se observa na Figura 41. Na componente horizontal, embora a média do HPE e a probabilidade de acurácia a 95% seja maior no PPS, o GBAS ainda seria uma melhor opção, pois sua precisão é maior que o PPS, ainda dentro do limite de disponibilidade.

8 CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

O GBAS vem se mostrando uma solução viável, em alguns aeroportos do mundo, para auxiliar a aproximação de precisão e pouso de aeronaves utilizando o posicionamento por satélites GNSS. A cobertura, desempenho e possibilidade de redução de custos frente às tecnologias convencionais são alguns dos fatores que tornam a adoção do GNSS cada vez mais frequente na aviação, ao mesmo tempo que se tornou uma questão de investigação científica.

Assim, esse trabalho contribuiu para uma melhor compreensão dos fundamentos da aplicação do posicionamento GNSS na aviação. Inicialmente, foi realizada uma revisão de literatura relativa aos principais métodos e instrumentos convencionais de orientação e localização utilizados na navegação aérea.

Na sequência, realizou-se, também, um levantamento bibliográfico sobre o uso do GNSS na aviação, sobretudo dos sistemas de aumento de GNSS desenvolvidos a fim de melhorar a performance e garantir mais confiabilidade e segurança. Foi apresentada a fundamentação matemática pertinente, a aplicação do sistema de aumento GBAS, conforme as normas indicadas pela ICAO. O uso do software PEGASUS EUROCONTROL foi relevante para compreensão teórica e prática das funcionalidades e componentes do GBAS.

O experimento realizado consistiu de uma simulação de GBAS no modo estático e possibilitou perpassar pelas principais etapas que envolvem o posicionamento GBAS: análise da incerteza das correções geradas nas estações de referência; o processo de geração de correções e mensagens GBAS; e a determinação do posicionamento, parâmetros de integridade e indicação da classe de aproximação de precisão. Nessa terceira etapa, foi avaliado o desempenho de 5 cenários diferentes de σ_{vig} , para analisar o impacto da variabilidade da ionosfera no posicionamento GNSS aplicado à aviação.

Na primeira etapa do experimento, foi possível estimar valores de σ_{gnd} e GAD que representam a acurácia do subsistema de solo. O σ_{gnd} foi calculado para cada estação de referência e por elevações de satélite. Os valores iniciam-se com cerca de 0,4 m de incerteza para 5° de elevação e seguem uma trajetória descendente, atingindo gradativamente 0,2 m entre 20 e 30°. A partir de 30°, a queda da incerteza é mais suave. Toda essa trajetória ocorre no nível de acurácia classificado como GAD B, onde é considerada adequada a capacidade de receptor GNSS de mitigar efeitos de multicaminho. No entanto, alguns picos isolados com valores de σ_{gnd} acima de 1,0 m indicam a necessidade investigação de uma nova análise para confirmar ou não essas anomalias.

Na segunda etapa, foram gerados os conteúdos presentes na Mensagens GBAS. As correções de pseudodistância calculada pelas quatro estações de referência obtiveram valores no intervalo de -30 m a 3 m. Essa amplitude presente nas correções foi observada nos períodos de maior proximidade com o horizonte. À medida que ascendiam na direção do zênite, o valor da correção de pseudodistância diminuía (em módulo). Essa característica também foi constatada nas estimativas do parâmetro B-Value, onde inconsistências das correções calculadas em cada estação de referências se mostraram maiores para satélites com baixos ângulos de elevação. Divergência na correção de pseudodistância de até 0,55 m foram registradas.

A terceira etapa consistiu numa simulação de posicionamento da aeronave no modo estático. Foram utilizadas as correções de pseudodistância e mensagens GBAS transmitidos pelo Sistema de Solo. A análise sobre os erros de posicionamento horizontal e vertical proporcionou acurácia em 95% das épocas igual 1,8 m e 3,2 m, respectivamente, que são melhores que os valores indicados para a categoria de aproximação CAT-I.

No entanto, além de cumprir os requisitos de acurácia, o GBAS deve cumprir os outros parâmetros de qualidade que são: integridade, continuidade e disponibilidade. Por meio dos indicadores HPL e VPL foi possível determinar para cada cenário de σ_{vig} , se os requisitos de disponibilidade foram cumpridos. Apenas os cenários de 4 mm/km e 8mm/km cumpriram o requisito de disponibilidade de 99% do período com HPL e VPL inferiores aos limites de alerta. Nos cenários de 12 mm/km, 16 mm/km e 20 mm/km, o limiar de alerta de 10 m da componente vertical foi superado pelos valores de 11,5 m, 14,7 m e 18,1 m, respectivamente.

Todos os cenários cumpriram o requisito de desempenho para a região operacional CAT-I, em 100% das épocas da componente horizontal. No entanto, para a componente vertical, o desempenho foi de 96,5% e 99,99% das épocas para os cenários de σ_{vig} de 4 mm/km e 8 mm/km, respectivamente. Nos outros cenários pesquisados, houve a ocorrência de perda de integridade para a componente vertical para operação CAT-I, pois o VPL superou o limite de alerta. A decisão pelo cenário de σ_{vig} de 8 mm/km obteve melhor desempenho quanto aos requisitos de qualidade exigidos para a categoria de aproximação CAT-I.

Esses resultados mostraram que os valores de σ_{vig} adotados tiveram maior impacto sobre os níveis de proteção. Identificou-se também que a deterioração do HPL e VPL tem coincidência com a degradação de geometria de satélites representada pela PDOP, tal como esperado.

Comparado aos métodos de posicionamento PPS com pseudodistância filtrada pela fase e PPS com pseudodistância, o GBAS (DGPS) conseguiu se manter estável, em relação aos outros dois que tiveram maiores oscilações, principalmente para a componente vertical.

Pode-se afirmar que a pesquisa cumpriu sua finalidade de aplicação e análise do posicionamento com GBAS, onde a elevação do parâmetro σ_{vig} para valores acima de 8 mm/km indicou a diminuição de disponibilidade da categoria de aproximação CAT I. Entretanto, é preciso considerar algumas limitações e dificuldades dessa pesquisa que podem ser recomendadas para trabalhos futuros:

- Estimativas de σ_{vig} e GAD calculadas em períodos de maior e menor instabilidade da ionosfera;
- Utilizações de observações GNSS de outras frequências e constelações (GBAS MF/MC);
- Estimar um valor do σ_{vig} representativo para a região de interesse para ter como referência dos resultados;
- Realização de simulações GBAS durante períodos de ocorrência de cintilação e bolha ionosféricas, bem como durante campanhas que envolvessem outras localidades, com maior disponibilidade de dados, visando identificar padrões.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANAC. Agência Nacional de Aviação Civil. Anuário do Transporte Aéreo 2017. Disponível em: < <https://www.anac.gov.br/assuntos/dados-e-estatisticas/mercado-do-transporte-aereo/ultimas-publicacoes/anuario-do-transporte-aereo-2013-2017> >. Acesso em: 05 jun. 2019.

CIRCIU, M.-S.; FELUX, M.; THÖLERT, S.; ANTREICH, F.; VERGARA, M.; SGAMMINI, M.; ENNEKING, C.; PULLEN, S. Evaluation of GPS L5 and Galileo E1 and E5a Performance for Future Multi Frequency and Multi Constellation GBAS, Proceedings of the 2015 International Technical Meeting of The Institute of Navigation, Dana Point, California, January 2015, pp. 374-382.

COLLINS, J. P.; LANGLEY, R. B. Possible weighting schemes for GPS carrier phase observations in the presence of multipath. Final contract report for the US Army Corps of Engineers Topographic Engineering Center, No. DAAH04-96-C-0086/TCN, [s. l.], v. 98151, n. March, p. 40, 1999. Disponível em: <<http://gauss2.gge.unb.ca/papers.pdf/acereport99.pdf>>. Acesso em 20 mar. 2020.

CORREIA, C. A. L. Navegação Aérea com GPS (Dissertação – Mestrado em Ciências Geodésicas). Departamento de Geomática, Curitiba, 1997.

DAUTERMANN, T.; FELUX, M.; GROSCHE, A. Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed. GPS Solut (2012) 16: 375. <https://doi.org/10.1007/s10291-011-0239-3>.

DECEA. Departamento de Controle do Espaço Aéreo. O Sistema de Pouso por Instrumento (ILS- Instrument Landing System). Disponível em: <https://www.decea.gov.br/?i=midia-e-informacao&p=pg_noticia&materia=o-sistema-de-pouso-por-instrumento-ils-instrument-landing-system>. Acesso em 12/12/2019.

ESTEVES, P. A F. Operation of a GBAS system. Thesis for the Degree Master of Science in Aerospace Engineering. Instituto Superior Técnico – Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa, 2007.

EUROCAE (2013) Minimum operational performance specification for global navigation satellite ground-based augmentation system ground equipment towards support category I operations. Tech Rep ED-114, European Organization for Civil Aviation Equipment.

EUROCONTROL (2006). PEGASUS GNSS solution design justification, PEG-SOL-DJD, issue 1.

EUROCONTROL (2011). GBAS Operational Validation MARS 3 Software User Manual.

EUROCONTROL (2012) PEGASUS GBAS Tutorial.

EUROCONTROL Supporting European Aviation. PEGASUS. Disponível em: <<https://www.eurocontrol.int/pegasus>>. Acesso em 28 jan. 2019.

FAA. Federation Aviation Administration. Services Group LAAS. Disponível em: < https://laas.tc.faa.gov/EWR_Graph.html > Acesso: 11 jul 2019.

FAA. Federal Aviation Administration. Satellite Navigation – Ground Based Augmentation System. Disponível em <
https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/>. Acesso em 02 fev. 2019.

FAA. Federal Aviation Administration. 2016. Satellite Navigation - WAAS – Benefits. Disponível em:
 <https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/benefits/> Acesso:20/12/2019.

FARNWORTH, R. Aviation applications. In: TEUNISSEN, P.J.G.; MONTENBRUCK, O. Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems. Cham (Suíça): Springer, 2017. p.877 – 903.

FELUX, M; DAUTERMANN, T; BECKER, H. GBAS landing system – precision approach guidance after ILS. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 85 Issue: 5, pp.382-388, 2013. <https://doi.org/10.1108/AEAT-07-2012-0115>.

FELUX, M.; CIRCIU, M.S.; LEE, J.; HOLZAFEL, Ionospheric Gradient Threat Mitigation in Future Dual Frequency GBAS F. International Journal of Aerospace Engineering Volume 2017, Article ID 4326018, 10 pages <https://doi.org/10.1155/2017/4326018>

FEUERLE, T.; STANISAK, M.; SAITO, S.; YOSHINARA, T.; LIPP, A. GBAS interoperability and Multi-Constellation/Multi-Frequency Trials. ENRI International Workshop on ATM/CNS EIAWAC 2017). Tokyo, Japan, 2017.

FRISK, G. Ground based augmentation service for gate-to-gate operations. Record - IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium, [s. l.], p. 527–534, 2000.

GAGLIONE, S.; VULTAGGIO, M. GBAS (ground based augmentation system), an Italian experience. In: proceedings of European navigation conference (ENC) 2006.

GEMAEL, C.; MACHADO, A. M. L.; WANDRESEN, R. Introdução ao Ajustamento de Observações: Aplicações Geodésicas. Curitiba: 2 Ed. UFPR, 2015.

GONZALES, W. D.; TSURUTANI, B. T.; GONZALEZ, A. L. C. Interplanetary origin of geomagnetic storms. Space Science Reviews, v. 88, p. 529-562, Mar. 1999.

GPS. Global Positioning System. GPS Overview. Disponível: <https://www.gps.gov/systems/gps/>. Acesso: 04 jun 2019.

HECKER, P.; SCHACHTEBECK, P.; FEUERLE, T.; BESTMANN, U. Preparation for GBAS at Braunschweig Research Airport - First Flight Test Results, Proceedings of the 2006 National Technical Meeting of The Institute of Navigation, Monterey, CA, January 2006, pp. 726-734.

HOFMANN-WELLENHOF, B.; LICHTENEGGER, H.; WASLE, E. GNSS. Global Navigation Satellite Systems: GPS, GLONASS, Galileo, and more. New York: Springer-Verlag Wien, 2008.

ICAO. International Civil Aviation Organization. Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation, Volume I, Amendment 88 – Radio Navigation Aids, 2007. Disponível em: <<http://aaians.org/sites/default/files/CNS%20Documents/ICAO%20Amedment%2088%20to%20Annex%2010.pdf>>. Acesso em: 5 fev. 2019.

ICAO. International Civil Aviation Organization. Performance-based Navigation (PBN) Manual, 2013a. Disponível em: <<https://www.icao.int/SAM/Documents/2009/SAMIG3/PBN%20Manual%20-%20Doc%209613%20Final%205%2010%2008%20with%20bookmarks1.pdf>>. Acesso em: 30 abr. 2019.

ICAO. International Civil Aviation Organization. Guide for Ground Based Augmentation System Implementation, 2013b. Disponível em: <<https://www.icao.int/SAM/eDocuments/GBASGuide.pdf>>. Acesso em: 25 jan. 2019.

INCB – INSTITUTO NEWTON C. BRAGA. Como funciona o ILS (Sistema de Aterrisagem por Instrumentos). 2017. Disponível em: <https://www.newtonbraga.com.br/index.php/como-funciona/13028-como-funciona-o-ils-sistema-de-aterissagem-por-instrumentos-art3154>. Acesso em: 15 jul. 2019.

LANGLEY, R.B.; TEUNISSEN, P.; MONTENBRUCK, O. Introduction to GNSS. In: TEUNISSEN, P.J.G.; MONTENBRUCK, O. Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems. Cham (Suíça): Springer, 2017. p.3 – 22.

LEE, J. GPS-Based aircraft landing systems with enhanced performance: beyond accuracy. Dissertation PhD in Philosophy, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Palo Alto, 2005. 146p.

LEE, J.; PULLEN, S.; DATTA-BARUA, S.; ENGE, P. Assessment of ionosphere spatial decorrelation for Global Positioning System-Based aircraft landing systems. Journal of Aircraft, vol. 44, n. 5, 2007. pp. 1662-1669

LIPP, ANDREAS, QUILES, ALFREDO, RECHE, MERCEDES, DUNKEL, WINFRIED, GRAND-PERRET, SYLVIE, Initial GBAS Experiences In Europe. Proceedings of the 18th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2005), Long Beach, CA, September 2005, pp. 2911-2922.

MEDEIROS, D. M. C. Sistemas de aproximação RNAV e RNP AR. Estudo para aeroporto da Ilha do Pico. (Dissertação – Mestre em Engenharia Aeronáutica). Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2010.

MONICO, J. F. G. Posicionamento pelo GNSS: descrição, fundamentos e aplicações. 2. Ed. São Paulo: UNESP, 2008.

MURPHY T.; IMRICH, T. Implementation and operational use of ground-based augmentation systems (GBASs) VA component of the future air traffic management system. Proc. IEEE, vol. 96, no. 12, pp. 1936-1957, Dec. 2008.

PAMPLONA, D. A. Mensuração dos Benefícios pela Introdução dos Procedimentos de Navegação Baseados em Performance (PBN), (Dissertação – Mestrado em Transporte Aéreo e Aeroportos). Instituto de Tecnologia de Aeronáutica, São Jose dos Campos, 2014.

PEREIRA, V. A. S. Investigação da usabilidade do GBAS no Brasil. (Tese – Doutorado em Ciências Cartográficas). Faculdade de Ciências e Tecnologia – Universidade Estadual Paulista, Presidente Prudente, 2018.

PORTILHO, F. D. A.; BUKZEM, S. C. Os precedentes históricos da navegação aérea baseada em instrumentos: necessidade, surgimento e evolução. *Aviation in Focus - Journal of Aeronautical Sciences*, [s. l.], v. 6, n. 1, p. 17, 2015.

PULLEN, S. Ground Based Augmentation Systems. In: TEUNISSEN, P.J.G.; MONTENBRUCK, O. *Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems*. Cham (Suíça): Springer, 2017. p.905 – 932.

RTCA. Radio Technical Commission for Aeronautics. Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment Rept. SC-159, DO-253C, Washington, D.C, Dez., 2008.

SAITO, S.; YOSHIHARA, T. Evaluation of extreme ionospheric total electron content gradient associated with plasma bubbles for GNSS Ground-Based Augmentation System. *Radio Science*, [s. l.], v. 52, n. 8, p. 951–962, 2017.

SEEBER, G. *Satellite geodesy*. 2nd ed. Berlin, New York: Walter de Gruyter, 2003.

SILSO – Sunspot Index and Long-term Solar Observations. Solar Cycle 25. Disponível em: < <http://sidc.be/silso/home>>. Acesso em 14 jul. 2020.

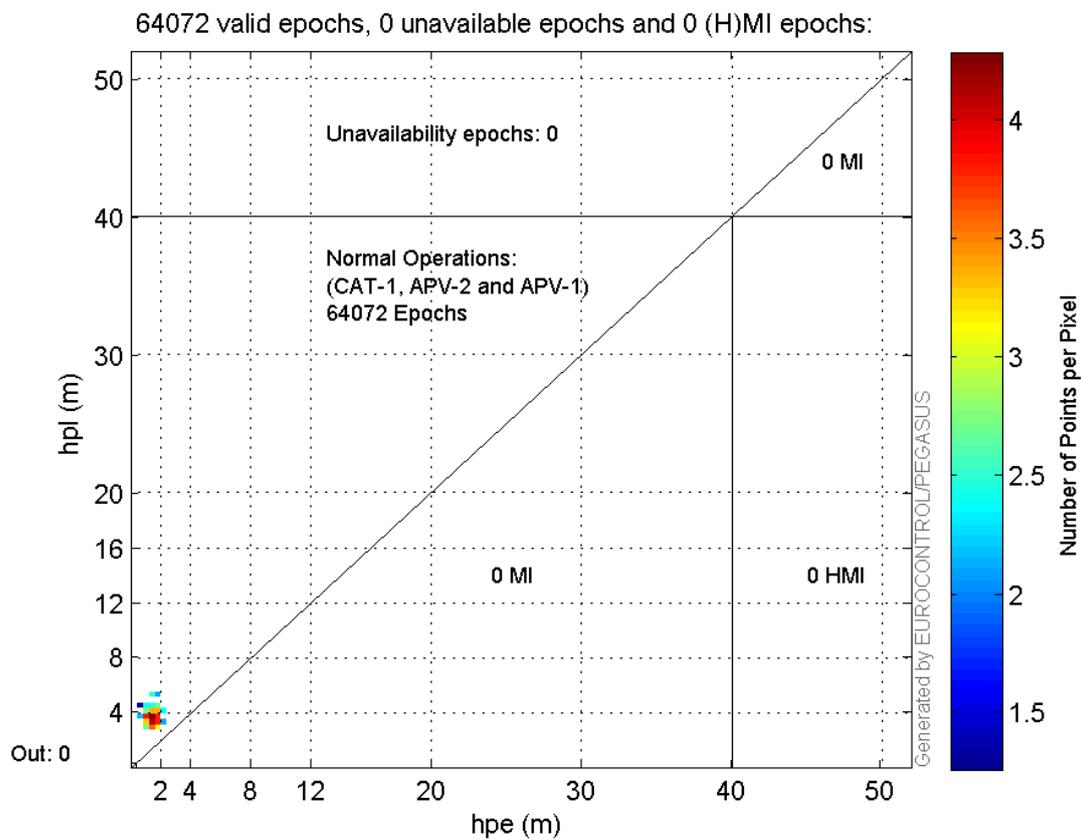
TOSSAINT, M.; SAMSON, J.; TORAN, F.; VENTURA-TRAVESET, J.; HERNANDEZ-PAJARES, M.; JUAN, J. M.; SANZ, J.; RAMOS-BOSCH, P. The Stanford - ESA integrity diagram: A new tool for the user domain SBAS integrity assessment. *Navigation, Journal of the Institute of Navigation*, [s. l.], v. 54, n. 2, p. 153–162, 2007.

YOON, M.; GILLESPIE, J.; MATHUR, N.; COLE, R.; RODRIGUES, J.; SOUZA, D. E.; DOHERTY, P.; PRADIPTA, R. Equatorial Plasma Bubble Threat Parameterization to Support GBAS Operations in the Brazilian Region. . *Navigation, Journal of the Institute of Navigation*, [s. l.], v. 64, n. 3, p. 309–321, 2017.

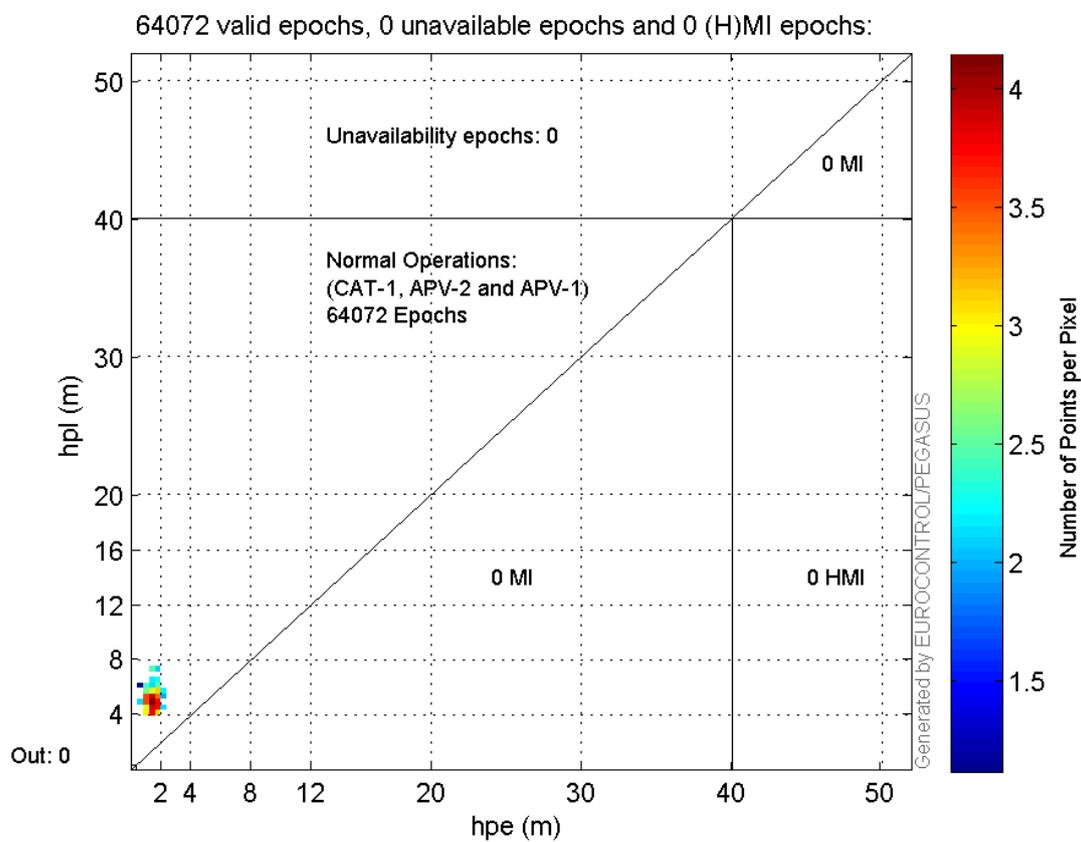
YOON, M.; KIM, D.; PULLEN, S.; LEE, J. Assessment and mitigation of equatorial plasma bubble impacts on category I GBAS operations in the Brazilian region. *Navigation, Journal of the Institute of Navigation*, [s. l.], v. 66, n. 3, p. 643–659, 2019.

ZHU, N.; MARAIS, J.; BETAILLE, D.; BERBINEAU, M. GNSS Position Integrity in Urban Environments: A Review of Literature. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, [s. l.], v. 19, n. 9, p. 2762–2778, 2018.

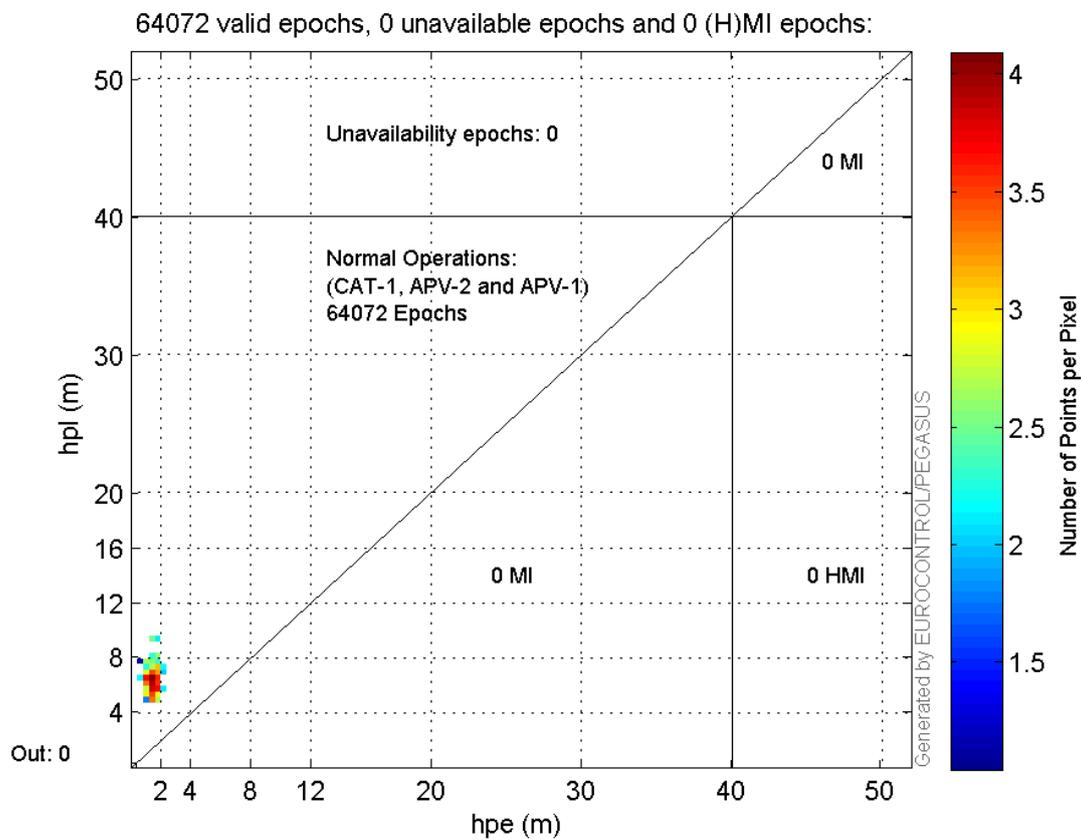
APÊNDICE A – Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal
usando σ_{vig} de 8 mm/km



APÊNDICE B – Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal usando
 σ_{vig} de 12 mm/km



APÊNDICE C – Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal usando σ_{vig} de 16 mm/km



APÊNDICE D – Desempenho do GBAS GAST C para a componente horizontal usando σ_{vig} de 20 mm/km

