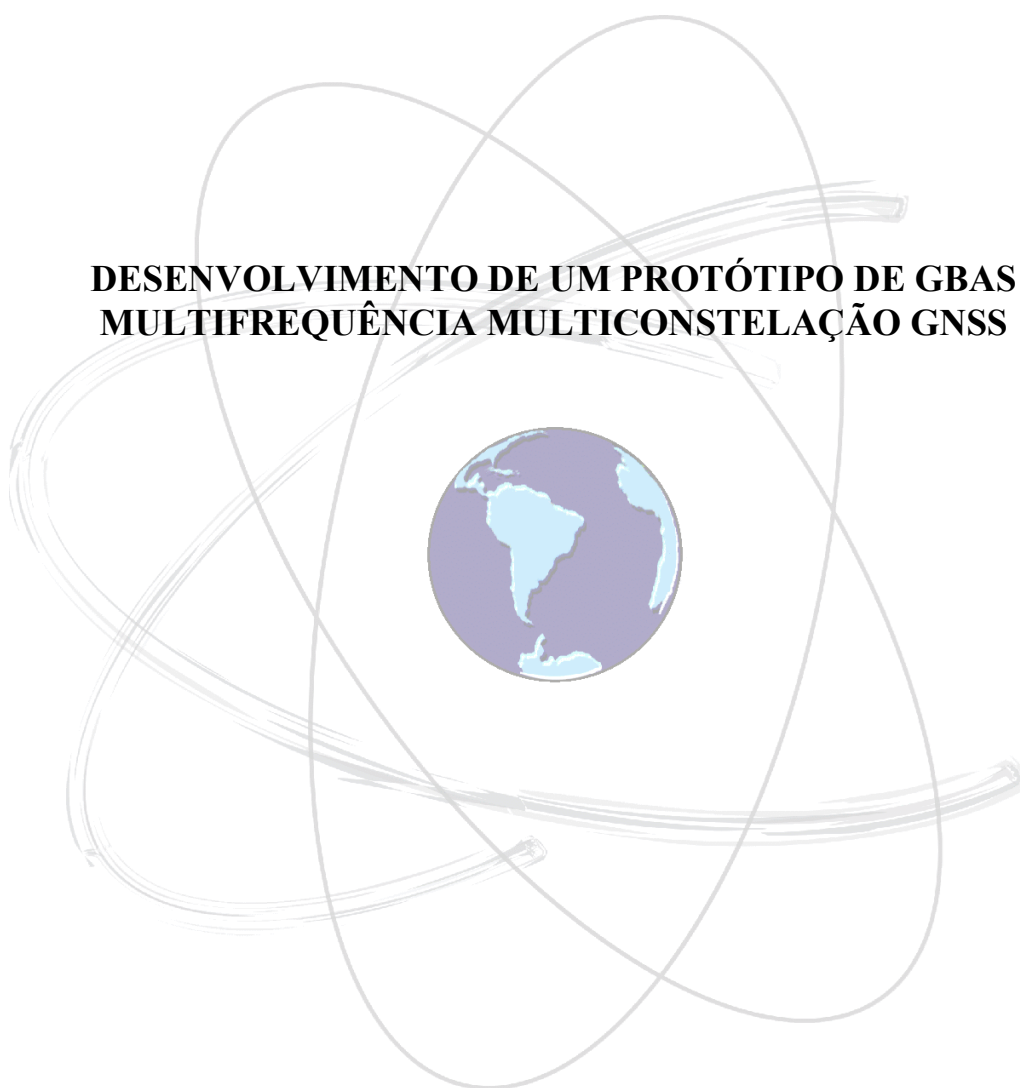


**FACULDADE DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM CIÊNCIAS CARTOGRÁFICAS**

FELIPE TINTINO LINHARES DE SOUZA

**DESENVOLVIMENTO DE UM PROTÓTIPO DE GBAS
MULTIFREQUÊNCIA MULTICONSTELAÇÃO GNSS**



PRESIDENTE PRUDENTE - SP
2026

FELIPE TINTINO LINHARES DE SOUZA

**DESENVOLVIMENTO DE UM PROTÓTIPO DE GBAS MULTIFREQUÊNCIA
MULTICONSTELAÇÃO GNSS**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Ciências Cartográficas (PPGCC) da Universidade Estadual Paulista (UNESP), “Júlio Mesquita Filho”, campus de Presidente Prudente - SP, para cumprimento de exigências do Curso de Mestrado em Ciências Cartográficas.

Orientador: Prof. Dr. João Francisco Galera Monico (FCT/UNESP).

Coorientadora: Dra. Crislaine Menezes da Silva (Pós-doutoranda na FCT/UNESP).

PRESIDENTE PRUDENTE - SP
2026

FICHA CATALOGRÁFICA

D467d	De Souza, Felipe Tintino Linhares Desenvolvimento de um Protótipo de GBAS Multifrequência Multiconstelação GNSS / Felipe Tintino Linhares De Souza. -- Presidente Prudente, 2026 116 p. Dissertação (mestrado) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Ciências e Tecnologia, Presidente Prudente Orientador: João Francisco Galera Monico Coorientadora: Crislaine Menezes da Silva 1. GBAS. 2. GNSS. 3. Efeitos da Ionosfera. 4. Navegação Aérea. 5. INCT GNSS NavAer. I. Título.
-------	---

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Dados fornecidos pelo autor(a).

Impacto potencial desta pesquisa

O desenvolvimento de um GBAS Multifrequência e Multiconstelação é essencial para aumentar a segurança e a eficiência da navegação aérea, especialmente no Brasil, sujeito a fortes irregularidades ionosféricas. A iniciativa apoia aproximações de precisão, contribui para o ODS 9 e fortalece a mobilidade aérea segura e sustentável.

Potential impact of this research

The development of a Multi-frequency, Multi-constellation GBAS is essential to enhancing the safety and efficiency of air navigation, especially in Brazil, where strong ionospheric irregularities occur. This initiative supports precision approaches, contributes to ODS 9, and strengthens safe and sustainable air mobility.

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

TÍTULO DA DISSERTAÇÃO: DESENVOLVIMENTO DE UM PROTÓTIPO DE GBAS
MULTIFREQUÊNCIA MULTICONSTELAÇÃO GNSS

AUTOR: FELIPE TINTINO LINHARES DE SOUZA

ORIENTADOR: JOÃO FRANCISCO GALERA MONICOCOOrientadora: CRISLAINE MENEZES
DA SILVA

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 (Participação Virtual)
Departamento de Cartografia / UNESP / Câmpus de Presidente Prudente - FCT

Prof. Dr. TEDDY MODESTO SURCO ESPEJO (Participação Virtual)
Institute for Scientific Research / Boston College

Prof. Dr. LEONARDO MARINI PEREIRA (Participação Virtual)
Departamento de Controle do Espaço Aéreo, Instituto de Controle do Espaço Aéreo / Divisão de
Pesquisa do Instituto de Controle do Espaço Aéreo

Presidente Prudente, 09 de janeiro de 2026.

Documento assinado digitalmente
 JOAO FRANCISCO GALERA MONICO
Data: 10/02/2026 15:34:27-0300
Verifique em <https://validar.it.gov.br>

AGRADECIMENTOS

Antes de tudo, agradeço a Deus, que sustenta minha fé, renova minhas forças e me concede a chance de percorrer este caminho, sempre acompanhado por pessoas essenciais. Expresso meu profundo reconhecimento à minha família, base sólida que jamais mediu esforços para me apoiar. À minha mãe, Luciane, deixo meu reconhecimento pelo cuidado diário, pela presença constante e pela força com que sempre me sustentou. Ao meu pai, Marcos, agradeço por transmitir, por meio de suas atitudes, valores como responsabilidade, perseverança e retidão, que moldaram minha trajetória. Ao meu irmão, Rafael, expresso minha gratidão pela convivência fraterna, pelo incentivo contínuo e pela parceria que tornou esse percurso mais leve e enriquecedor.

Estendo ainda minha gratidão àqueles que sempre foram fontes de força e inspiração em minha vida, meus avós paternos, Aparecida Pereira e Antônio Tintino, pelos ensinamentos, pelos valores transmitidos e pelo carinho que contribuíram de forma decisiva para a construção da minha trajetória. Dedico também este trabalho aos meus avós maternos, Leonildes Dundi Linhares (*in memoriam*) e Antonio Linhares (*in memoriam*), que, embora não tenham estado presentes fisicamente, permanecem vivos na memória e fazem parte da minha história.

Agradeço também aos meus tios pelo apoio, incentivo e carinho ao longo de toda a minha trajetória, sempre presentes nos momentos importantes. E aos meus primos, deixo meu agradecimento pela convivência, pela alegria compartilhada e pelo afeto, que tornaram essa caminhada mais leve e humana. Agradeço igualmente aos meus padrinhos de batismo, Arthur e Edna, pelo carinho e pelos ensinamentos, que sempre representaram apoio e orientação ao longo da minha caminhada.

Este trabalho contou com o apoio do Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), por meio da concessão de bolsa de mestrado (Processo nº 130339/2023-7). Registro meu agradecimento à Faculdade de Ciências e Tecnologia da Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho” (FCT - UNESP), campus de Presidente Prudente, bem como ao Programa de Pós-Graduação em Ciências Cartográficas (PPGCC), pelo apoio institucional, pela infraestrutura disponibilizada e pelo ambiente acadêmico favorável que tornaram possível a realização deste trabalho.

Expresso meu sincero agradecimento ao Professor João Francisco Galera Monico, meu orientador desde 2019, pelo acompanhamento contínuo, pela confiança depositada e pela orientação criteriosa que marcaram de forma decisiva minha formação acadêmica.

Aos coorientadores, Dra. Crislaine e Dr. Weverton, manifesto minha gratidão pela disponibilidade, pelo suporte permanente e pelas contribuições técnicas e científicas, que foram essenciais para o desenvolvimento e o direcionamento deste trabalho em todas as suas etapas.

Sou igualmente grato aos amigos que a convivência na UNESP e no PPGCC me proporcionou, cujas trocas, apoio e momentos compartilhados foram fundamentais ao longo dessa trajetória. Em especial, registro meu agradecimento a João Zaupa, Eduardo Soares, Matheus Ferreira, Gustavo Collegio, Alex, Willian, Carolzinha, Emanuel Gomes, Allan, Rahuan, Maurycio, Beatriz Coêlho, Rebeca, Isa S., Gabi Z., Zilda, Ítalo, Wimerson, Júlia Pontes, John Lennon, Cátia, Leonardo Carneiro, Julia Coelho, Tiago D., Ana Luiza, Lucas, Henrique, Afonso, Raphael, Letícia Nunes, Letícia Rosim, Leticinha, Mauro, Nelson, Renan, Glória, Fernando, Daniel Patêz, Viviane, Gabrielle G., Duda, Caic, Marco, Bruno P., Matheus Martins, Nycollas e Cleber, pela amizade, companheirismo e incentivo ao longo de todo o percurso acadêmico.

Agradeço igualmente aos professores Daniele Barroca, Fernanda Watanabe, Renato, Maurício Galo, Antônio Tommaselli, Aluir, Bruno Vani, Claudinei, Vinicius Stuari, Paulo Sérgio, Edmur, Tayná, Elmo e Poleszuk, pela disponibilidade e pelo apoio oferecidos ao longo do percurso, bem como pelo incentivo contínuo, fundamentais para a continuidade e o desenvolvimento deste trabalho. Estendo meus agradecimentos aos membros da banca examinadora, Dr. Teddy Modesto Surco Espejo e Dr. Leonardo Marini-Pereira, pelas contribuições, observações criteriosas e sugestões relevantes, que enriqueceram de forma significativa este trabalho.

Registro também meu agradecimento 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), pela infraestrutura disponibilizada, pelos dados fornecidos e pelas contribuições científicas, essenciais para a realização deste estudo. Manifesto também meu reconhecimento ao Grupo de Estudos em Geodésia Espacial (GEGE), pelo espaço de aprendizado colaborativo, pelas trocas técnicas e científicas e pela interação acadêmica, que contribuíram de maneira significativa para meu crescimento profissional e pessoal.

*“Por vezes sentimos que aquilo que fazemos não é senão uma gota de água no mar. Mas
o mar seria menor se lhe faltasse uma gota”*

- Madre Teresa de Calcutá

RESUMO

O GBAS (*Ground Based Augmentation System*) é um sistema de aumento responsável por garantir a manutenção dos parâmetros de qualidade (integridade, continuidade, acurácia e disponibilidade) relacionados ao posicionamento GNSS (*Global Navigation Satellite System*) aplicado na aviação. Esse sistema é baseado no método de posicionamento DGNSS (*Differential GNSS*), no qual as estações de referência, em solo, geram correções de pseudodistância que são transmitidas à aeronave, com a finalidade de melhorar sua precisão posicional para auxiliar nos procedimentos de aproximação. De acordo com a ICAO (Organização Internacional de Aviação Civil), o GBAS está certificado a usar a frequência L1 do GPS e do GLONASS. A frequência L2 não é utilizada por não estar incluída no espectro de frequências protegidas para aplicações da aviação. No futuro, a frequência L5 e outras constelações (como Galileo e BeiDou) poderão ser adicionadas, permitindo que o GBAS se torne mais robusto, principalmente para atenuar os efeitos sistemáticos decorrentes da ionosfera. A inclusão de novos sinais e constelações GNSS na aviação depende da realização de pesquisas e investigações para dar suporte às futuras mudanças e implementações que ocorrerão. Este trabalho teve como finalidade o desenvolvimento de um algoritmo GBAS, capaz de operar com GNSS Dupla constelação e Multifrequência, possibilitando seu uso na navegação aérea, chamado de GBAS UNESP Experimental. Para este estudo, utilizou-se dados GNSS de 5 estações de referência da rede INCT GNSS NavAer, sendo 4 consideradas como estações localizadas próximas a um determinado aeroporto (PRU2, PRU4, DMC1 e MOR3) e uma simulando a aeronave, mas de forma estática (STAV). O desenvolvimento do algoritmo foi em linguagem Matlab, utilizando as observáveis pseudodistância e fase da onda portadora coletadas com um intervalo amostral de 0,5 s com uma máscara de elevação de 10°, nas frequências L1/E1 e L5/E5a dos sistemas GPS e Galileo, respectivamente. A partir de dados GNSS utilizados, foram analisados o desempenho de cada subsistema GBAS (Solo e Aeronave). Foram realizados dois experimentos: sendo um sem ocorrência de cintilações ionosféricas e outro em um dia com ocorrência de forte cintilação ionosférica. O primeiro dia selecionado foi o DOY 159/2024 (07 de junho de 2024) e o segundo dia foi DOY 083/2024 (23 de março de 2024), sem e com ocorrência de cintilação ionosférica, respectivamente. No primeiro experimento avaliou os métodos de processamento de simples frequência (SF – *Single-Frequency*) utilizando portadoras L1/E1 e L5/E5a para avaliar o desempenho do programa nos subsistemas de solo e aeronave, considerando os limiares para a categoria CAT-I (serviço GAST-C). O segundo experimento seguiu a

mesma metodologia, sendo adicionada a combinação linear *Iono-Free* (IF) para uma avaliação mais ampla. Em ambos os cenários, o subsistema de solo apresentou desempenho consistente e satisfatório com o que se encontra descrito na literatura utilizada. Para o subsistema da aeronave, os resultados do primeiro experimento indicaram que o componente horizontal atendeu aos requisitos de integridade na maioria das épocas (99,879% para SF L1/E1 e 99,833% para SF L5/E5a), enquanto o componente vertical, embora com disponibilidade superior a 93%, mostrou maior sensibilidade aos efeitos sistemáticos nos sinais GNSS. No segundo experimento, sob forte cintilação, a combinação IF demonstrou desempenho superior, alcançando 99,999% de disponibilidade no componente horizontal, com apenas uma perda de integridade e nenhuma ocorrência de nível de proteção ultrapassando os limites de alerta. Na componente vertical, a IF também superou outros métodos, com 91,7% de épocas operacionais, com menos perdas de integridade e com menor percentual de sistema inutilizável (8,24%). Esses resultados reforçam a robustez da combinação IF, especialmente sob fortes condições de cintilação ionosférica. Uma análise adicional foi realizada a fim de comparar os resultados da implementação com os advindos do *software* PEGASUS, desenvolvido pela EUROCONTROL. Os resultados obtidos para o dia sem cintilação ionosférica (DOY 159/2024), foram analisados separadamente para os segmentos de solo e aeronave. No solo, compararam-se as correções de pseudodistância para as combinações SF L1/E1, SF L5/E5a e IF. Na aeronave, avaliaram-se os erros de posição e níveis de proteção para SF L1/E1 e IF, pois o *software* não processa SF L5/E5a. A partir desta análise comparativa, o Experimental UNESP GBAS apresentou comportamento geral compatível com o *software* de referência PEGASUS, embora com maior variabilidade, especialmente no segmento da aeronave, onde foram observados erros verticais de até aproximadamente 1,7 m, com médias de erro da ordem de 0,6 a 0,7 m, enquanto na componente horizontal as diferenças foram menores, com médias de erro inferiores a 0,5 m. Os resultados mostraram que o sistema desenvolvido apresenta resultados válidos, mas refinamentos são necessários para garantir a robustez e a integridade exigidas em aplicações na navegação aérea.

Palavras-chave: GBAS, GNSS, Efeitos da ionosfera, navegação aérea, INCT GNSS NavAer.

ABSTRACT

GBAS (Ground Based Augmentation System) is an augmentation system responsible for ensuring the maintenance of quality parameters (integrity, continuity, accuracy, and availability) related to GNSS (Global Navigation Satellite System) positioning applied in aviation. This system is based on the Differential GNSS (DGNSS) positioning method, in which ground reference stations generate pseudorange corrections that are transmitted to the aircraft to improve its positional accuracy to assist in approach procedures. According to the ICAO (International Civil Aviation Organization), GBAS is certified to use the L1 frequency of GPS and GLONASS. The L2 frequency is not used because it is not included in the spectrum of frequencies protected for aviation applications. In the future, the L5 frequency and other constellations (such as Galileo and BeiDou) may be added, allowing GBAS to become more robust, especially to mitigate the systematic effects of the ionosphere. The inclusion of new GNSS signals and constellations in aviation depends on research and investigation to support future changes and implementations. The purpose of this work was to develop a GBAS algorithm capable of operating with dual-constellation and multi-frequency GNSS, enabling its use in air navigation, called GBAS UNESP Experimental. For this study, GNSS data from five reference stations in the INCT GNSS NavAer network were used, four of which were considered stations located near a specific airport (PRU2, PRU4, DMC1, and MOR3) and one simulating the aircraft, but in a static manner (STAV). The algorithm was developed in Matlab, using the observable pseudorange and carrier phase collected at a sampling interval of 0.5 s with an elevation mask of 10° , at frequencies L1/E1 and L5/E5a of the GPS and Galileo systems, respectively. Based on the GNSS data used, the performance of each GBAS subsystem (Ground and Aircraft) was analyzed. Two experiments were conducted: one without ionospheric scintillation and another on a day with strong ionospheric scintillation. The first day selected was DOY 159/2024 (June 7, 2024) and the second day was DOY 083/2024 (March 23, 2024), without and with ionospheric scintillation, respectively. The first experiment evaluated single-frequency (SF) processing methods using L1/E1 and L5/E5a carriers to assess the program's performance in ground and aircraft subsystems, considering the thresholds for the CAT-I category (GAST-C service). The second experiment followed the same methodology, adding the Iono-Free (IF) linear combination for a broader evaluation. In both scenarios, the ground subsystem performed consistently and satisfactorily with what is described in the literature used. For the aircraft subsystem,

the results of the first experiment indicated that the horizontal component met the integrity requirements in most seasons (99,879% for SF L1/E1 and 99,833% for SF L5/E5a), while the vertical component, although with availability greater than 93%, showed greater sensitivity to systematic effects on GNSS signals. In the second experiment, under strong scintillation, the IF combination demonstrated superior performance, achieving 99,999% availability in the horizontal component, with only one loss of integrity and no occurrence of protection levels exceeding the alert limits. In the vertical component, IF also outperformed other methods, with 91,7% of operational periods, fewer integrity losses, and a lower percentage of unusable system (8,24%). These results reinforce the robustness of the IF combination, especially under strong ionospheric scintillation conditions. An additional analysis was carried out to compare the implementation results with those from the PEGASUS software developed by EUROCONTROL. The results obtained for the day without ionospheric scintillation (DOY 159/2024) were analyzed separately for the ground and aircraft segments. On the ground, pseudorange corrections for SF L1/E1, SF L5/E5a, and IF combinations were compared. On the aircraft, position errors and protection levels for SF L1/E1 and IF were evaluated, as the software does not process SF L5/E5a. Based on this comparative analysis, the UNESP GBAS experiment showed overall performance consistent with the PEGASUS reference software, although with greater variability, especially in the aircraft segment, where vertical errors of up to approximately 1,7 m were observed, with average errors of around 0,6 to 0,7 m. while in the horizontal component the differences were smaller, with average errors of less than 0,5 m. The results showed that the developed system presents valid results, but refinements are necessary to ensure the robustness and integrity required in air navigation applications.

Keywords: GBAS, GNSS, Ionosphere effects, air navigation, INCT GNSS NavAer.

ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Ilustração do efeito do vento solar no campo geomagnético da Terra.	32
Figura 2 - Ilustração do comportamento das bolhas ionosféricas em relação ao tempo e ao espaço.	32
Figura 3 – Estrutura do GBAS.	34
Figura 4 – Erros de Posição, Níveis de Proteção e Limites de Alerta da aeronave.	44
Figura 5 - Requisitos de desempenho do GNSS na aviação para operações das CAT.	46
Figura 6 - GAST E.	49
Figura 7 - Representação do gradiente ionosférico.	50
Figura 8 - Configuração do método Station-Pair.	51
Figura 9 - Configuração do método Time-Step.	52
Figura 10 - Fluxograma do algoritmo.	63
Figura 11 - Área de Simulação.	65
Figura 12 - Índice S4 dos dias utilizados. Em magenta, limiar que indica ocorrência de cintilação forte, e em cinza, limiar para ocorrência de cintilação moderada.	65
Figura 13 - PRCs transmitidas para a aeronave. Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) combinação IF.	67
Figura 14 - Parâmetros de integridade (B1). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a, e (c) IFree.	68
Figura 15 - Número de satélites (NSU) e PDOP.	70
Figura 16 - Status dos satélites utilizados, (a) SF L1/E1 e (b) SF L5/E5a.	71
Figura 17 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para SF L1/E1.	73
Figura 18 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para SF L5/E5a.	73
Figura 19 - Verificação da equivalência dos picos entre as componentes horizontal, vertical, suas precisões e o PDOP, respectivamente, para (a) SF L1/E1 e (b) SF L5/E5a.	74
Figura 20 - Stanford plots das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para SF L1/E1.	75
Figura 21 - Stanford plots das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para SF L5/E5a.	76
Figura 22 - PRCs transmitidas para a aeronave. Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) combinação IF.	78

Figura 23 - Parâmetros de integridade (B1). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a, e (c) IFree.	79
Figura 24 - Parâmetro de integridade (B1) para simples frequência L1/E1 do dia 22/03/2024 18h UTC até 23h59 UTC do dia 23/03/2024.....	80
Figura 25 - Número de satélites (NSU) e PDOP.....	81
Figura 26 - Status dos satélites utilizados, (a) SF L1/E1 e (b) SF L5/E5a.....	82
Figura 27 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para SF L1/E1.....	84
Figura 28 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para SF L5/E5a.....	84
Figura 29 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para IF.....	85
Figura 30 – Comparação do HPL para os três métodos utilizados.	85
Figura 31 - Verificação da equivalência dos picos entre as componentes horizontal, vertical, respectivas precisões e o PDOP, respectivamente, para (a) SF L1/E1, (b) SF L5/E5a e (c) IF.	86
Figura 32 – Histograma e percentil para análise do desempenho da componente horizontal, sendo (a) HPE e (b) HPL, respectivamente, para SF L1/E1, SF L5/E5a e IF, respectivamente.....	88
Figura 33 – Histograma e percentil para análise do desempenho da componente vertical, sendo (a) VPE e (b) VPL, respectivamente, para SF L1/E1, SF L5/E5a e IF, respectivamente.....	89
Figura 34 - Stanford plots das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para SF L1/E1.....	91
Figura 35 - Stanford plots das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para SF L5/E5a.....	91
Figura 36 - Stanford plots das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para IF.	92
Figura 37 - Comparação PRC tx entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS. Sendo (a) para SF L1/E1, (b) SF L5/E5a e (c) IF.	94
Figura 38 - Comparação do HPL obtido entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS: (a) SF L1/E1 e (b) IF.....	97
Figura 39 - Comparação do HPE obtido entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS: (a) SF L1/E1 e (b) IF.....	98

Figura 40 - Comparação do VPL obtido entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS: (a) SF L1/E1 e (b) IF.....	99
Figura 41 - Comparação do VPE obtido entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS: (a) SF L1/E1 e (b) IF.....	100

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Principais características dos sistemas GNSS.....	28
Tabela 2 - Fontes e erros sistemáticos envolvidos no GNSS.....	29
Tabela 3 - Mensagens GBAS.....	38
Tabela 4 - Modelos para $\sigma_{pr_{gnd}}$ (GPS e Galileo).....	41
Tabela 5 - Modelo para $\sigma_{pr_{air}}^2$ (GPS e Galileo).....	42
Tabela 6 - Tipos de serviços GBAS e o desempenho esperado.....	47
Tabela 7 - Coordenadas das estações utilizadas.....	64
Tabela 8 - Média e desvio-padrão dos B-Values.....	69
Tabela 9 - Análise de integridade para cada componente e em cada método de processamento utilizado.....	77
Tabela 10 - Análise de integridade para cada componente e em cada método de processamento utilizado.....	93
Tabela 11 - Análise estatística das correções calculadas pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS: SF L1/E1.....	96
Tabela 12 - Análise estatística das correções calculadas pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS: SF L5/E5a.....	96
Tabela 13 - Análise estatística das correções calculadas pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS: IF.....	96
Tabela 14 - Análise estatística dos erros verticais obtidos pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS.....	101
Tabela 15 - Análise estatística dos erros horizontais obtidos pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS.....	101

LISTA DE SIGLAS

AAD	Aircraft Accuracy Designator
ABAS	Aircraft Based Augmentation System
AL	Alert Limit
APV	Approach with Vertical Guidance
BeiDou	BeiDou Navigation Satellite Demonstration System
CAT	Category Approach Type
CCD	Code Carrier Divergence
CDMA	Code-Division Multiple Access
CMC	Code Minus Carrier
DFree	Divergence-Free
DGNSS	Diferential GNSS
DIA	Detection, Identification and Adaptation
DOP	Dilution Of Precision
DOY	Day Of the Year
EPB	Equatorial Plasma Bubbles
EUROCAE	EUROpean Organization for Civil Aviation Equipament
EUROCONTROL	European Organization for the Safety of Air Navigation
FAS	Final Approach Segment
FDMA	Frequency Division Multiple Access
GAST	GBAS Approach Service Type
GBAS	Ground Based Augmentation System
GDOP	Geometric Dilution Of Precision
GLONASS	Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema
GLS	GBAS Landing System
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPA	Glide Path Angle
GPS	Global Positioning System
GRAS	Ground Regional Augmentation System
HAL	Horizontal Alert Limit
HDOP	Horizontal Dilution Of Precision
HMI	Hazardously Misleading Information
HPE	Horizontal Protection Error

HPL	Horizontal Protection Level
ICAO	International Civil Aviation Organization
IF	Iono-Free
IPP	Ionospheric Pierce Point
ILS	Instrument Landing System
MARS	Modular Analysis and Research System
MDB	Minimum Detectable Bias
MFMC	MultiFrequency and MultiConstellation
MI	Misleading Information
MW	Melbourne-Wübbena
NEU	North-East-Upper
NL	Narrow-lane
PE	Position Error
PDOP	Position Dilution Of Precision
PE	Position Errors
PL	Protection Level
PRC	Pseudorange Correction
RNSS	Radionavigation Satellite Service
RTK	Real-Time Kinematic
SA	Selective Availability
SARP	International Standards and Recommended Practices
SBAS	Satellite-Based Augmentation System
SESAR	Single European Sky Air Traffic Management Research
SF	Single-Frequency
SGL	Local Geodetic System
SU	System Unusable
TC	Differential Tropospheric Correction
TEC	Total Electron Content
TECu	TEC units
TEQC	Translation, Edition and Quality Control
Unavco	University Consortium
UNESP	Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”
UTC	Universal Time Coordinate
VAL	Vertical Alert Limit

VDB	VHF data broadcast
VDOP	Vertical Dilution Of Precision
VHF	Very High Frequency
VIG	Vertical Ionospheric Gradient
VPE	Vertical Protection Error
VPL	Vertical Protection Level
WGS84	World Geodetic System 1984
WL	Wide lane
ZTD	Zenith Tropospheric Delay

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	22
1.1. Objetivos.....	25
1.2. Justificativa	26
1.3. Estrutura da Dissertação	26
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	27
2.1. Introdução ao GNSS	27
2.2. Efeitos sistemáticos nos sinais GNSS.....	29
2.2.1. Atmosfera Neutra.....	29
2.2.2. Camada ionosférica e seus efeitos nos sinais GNSS.....	30
2.3. <i>Ground Augmentation Satellite System</i> (GBAS)	33
2.4. Gradientes Ionosféricos	49
2.5. Monitores de Integridade do GBAS	52
2.5.1. Monitor de Gradiente Ionosférico.....	53
2.5.2. Monitor de Perda de Ciclos.....	55
2.5.3. Monitor CCD	56
2.6. Combinação <i>Divergence-Free</i>	58
2.7. Combinação <i>Ionosphere-Free</i>	60
3. METODOLOGIA	63
3.1. Implementação do algoritmo e seleção dos dados.....	63
4. RESULTADOS	67
4.1. Cenário de fraca cintilação ionosférica (DOY 159/2024)	67
4.1.1. Resultados do subsistema de solo	67
4.1.2. Resultados do subsistema da aeronave	70
4.2. Cenário de forte cintilação ionosférica (DOY 083/2024).....	78
4.2.1. Resultados do subsistema de solo	78
4.2.2. Resultados do subsistema da aeronave	80
4.3. Análise comparativa com o <i>software</i> PEGASUS	94
5. CONSIDERAÇÕES FINAIS E RECOMENDAÇÕES FUTURAS.....	103
6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	106

APÊNDICE A – B-Values (159/2024 – Fraca cintilação ionosférica).....	112
APÊNDICE B – B-Values (083/2024 – Forte cintilação ionosférica).....	114

1. INTRODUÇÃO

O uso do GNSS (Sistemas Global de Navegação por Satélite, *Global Navigation Satellite System*) vem viabilizando alta performance em atividades de navegação aérea, onde os parâmetros de qualidade aderidos na aviação, tais como integridade, continuidade, acurácia e disponibilidade devem ser atendidos. A fim de garantir maior segurança e confiabilidade na aviação utilizando o GNSS, foram desenvolvidos sistemas de aumento, tais como SBAS (Sistema de Aumento Baseado em Satélite, *Satellite Based Augmentation System*), ABAS (Sistema de Aumento Baseado na Aeronave, *Aircraft Based Augmentation System*) e GBAS (Sistema de Aumento Baseado no Solo, *Ground Based Augmentation System*), com o intuito de garantir a minimização dos efeitos sistemáticos sobre os sinais dos satélites. Dentre os sistemas de aumento criados, destaca-se o GBAS, que tem por objetivo auxiliar nos procedimentos de aproximação de precisão e pouso de aeronaves (PULLEN, 2017).

O GBAS opera a partir de estações de referência distribuídas no sítio do aeroporto, que transmitem correções para a aeronave baseadas no método DGNSS (Diferencial GNSS, *Differential GNSS*), melhorando a acurácia do posicionamento e auxiliando em procedimentos de aproximação de precisão.

No método DGNSS, a pseudodistância filtrada pela fase da onda portadora pode ser utilizada como observável., para assim minimizar os erros de multicaminho e outros efeitos não modelados advindos do receptor. Esta observável é calculada pela combinação linear entre a pseudodistância e a fase da onda portadora, para uma única frequência, através do algoritmo de filtro de Hatch, na forma recursiva (PULLEN, 2017). Este filtro tem se mostrado eficaz em regiões caracterizadas em condições ionosféricas estáveis. No entanto, em regiões com condições ionosféricas mais irregulares, onde se tem a ocorrência frequente de bolhas ionosféricas, que provocam a ocorrência de cintilação ionosférica, tem-se um desafio para alcançar uma alta disponibilidade dos serviços GBAS. Isso ocorre devido à redução na qualidade das medidas, bem como a ocorrência de perdas de ciclo, que fazem com que o filtro de suavização reinicie para os satélites afetados (PULLEN, 2017).

O GBAS, atualmente, está padronizado oficialmente pela ICAO (Organização Internacional da Aviação Civil, *International Civil Aviation Organization*) a operar com dados de simples frequência, da portadora L1 GPS. Por não atender os requisitos de integridade pela aviação civil internacional, a portadora L2 não é padronizada (ICAO,

2007). Com a padronização de uso de apenas uma portadora, limita-se a mitigação de efeitos sistemáticos que afetam os sinais GNSS. Tais efeitos podem ser agravados devido a ocorrência de tempestades geomagnéticas e de bolhas de plasma que podem se formar na camada Ionosférica, principalmente em regiões de baixas latitudes. Pode-se citar, por exemplo, na América do Sul, acarretando a interferência dos sinais que serão enviados para a aeronave advindas das estações base nas proximidades do aeroporto (CIRCIU, 2014).

Com o lançamento de novas constelações GNSS (Galileo, por exemplo), e sinais, como a portadora L5 (GPS), espera-se que o GBAS passe a utilizar mais frequências, bem como mais constelações, a fim de alcançar maior robustez no posicionamento (aumento da disponibilidade de satélites) e a mitigação de efeitos sistemáticos acarretados pela camada ionosférica (CIRCIU, 2014). Tal situação se configura por GBAS Multifrequência e Multiconstelação.

Como possibilidades para a utilização de duas frequências, destaca-se a combinação linear *Divergence-Free* (DFree ou DF), que tem por objetivo de minimizar o atraso ionosférico e remover a divergência entre a pseudodistância e fase da onda portadora (*Code Carrier Divergence* - CCD). Tal divergência afeta a pseudodistância filtrada pela fase, resultante do Filtro de Hatch de simples frequência. Uma outra possibilidade é a combinação linear livre de ionosfera (*Ionosphere Free* ou *Iono-Free* - IF), na qual remove o atraso ionosférico de primeira ordem. Ambas as combinações podem ser utilizadas como observável de entrada no algoritmo de filtro de Hatch. Ao realizar uma comparação entre estas, a IF possui como vantagem a remoção dos erros de primeira ordem da ionosfera. No entanto, a desvantagem é o aumento do ruído devido aos multiplicadores formados pelas frequências utilizadas (CIRCIU, 2014).

Uma estação GBAS pode prover diversas categorias de serviços de aproximação de precisão, sendo cada uma com um objetivo operacional distinto. O GBAS foi padronizado primeiramente a operar na categoria de aproximação de precisão CAT I (*Category Approach Type I*). As demais categorias existentes, sendo a CAT II, CAT III e suas variações (CAT III-A, CAT III-B e CAT III-C), foram padronizadas em meados de 2018, de acordo com as normas e práticas recomendadas (SARPs).

Os serviços GBAS são denominados como GBAS *Approach Service Type* (GAST) e são definidos com base na categoria de aproximação de precisão e combinações dos

sinais GNSS. Atualmente, os serviços GAST-A, B e C estão padronizados a operar de acordo com as normas, padrões e procedimentos estabelecidos pela ICAO.

O GAST-A e B proveem o nível de acurácia para as categorias APV I e APV II (Aproximação com Orientação Vertical, *Approach with Vertical Guidance* - APV), e o GAST-C disponibiliza na aproximação de precisão com a categoria CAT I, com uso somente de observações de GPS e GLONASS na frequência L1. Outro serviço GBAS é denominado de GAST-D, o qual foi recentemente padronizado e visa garantir cobertura para aproximações de precisão CAT II e III, com altura de decisão de 15 m (ROTONDO et al., 2015; ICAO, 2013).

Com a adição de novas frequências e constelações GNSS, futuramente estão previstos que sejam incluídas nas normas para efetivar sua utilização e visando tornar capaz de auxiliar em pousos CAT III. Trata-se do GAST F, desenvolvido pelo projeto SESAR (*Single European Sky Air Traffic Management Research*), e o serviço GAST-E, ou primeiramente denominado de GAST-X, proposto para melhorar, futuramente, a robustez (MURPHY et al., 2021; MURPHY et al. 2022a). O GAST-E foi desenvolvido a fim de permitir um melhor desempenho e otimização na componente da aeronave, garantindo uma maior robustez na utilização dos sinais, e menor vulnerabilidade aos efeitos ionosféricos, o que pode proporcionar uma maior disponibilidade para a operação GBAS (MURPHY et al., 2021).

Além disso, o sistema GBAS disponibiliza alguns indicadores a fim de monitorar o desempenho do procedimento de aproximação de precisão, garantindo o alcance dos requisitos de performance. Dentre estes indicadores, os níveis de proteção horizontal e vertical (*Horizontal and Vertical Protection Level* – HPL e VPL, respectivamente), são indicadores que alertam os pilotos da aeronave quando os parâmetros de qualidade não estão sendo atendidos (ROTONDO et al., 2015).

A aplicabilidade do GBAS no Brasil, enfrenta desafios devido à instabilidade da camada ionosférica na região, acarretando efeitos como a cintilação ionosférica causada por bolhas de plasmas que afetam os sinais GNSS. Em pesquisas realizadas por Pereira (2018), observou-se que no Brasil, com a existência de altas atividades ionosféricas, gerando altos gradientes ionosféricos, pode comprometer a integridade das operações GBAS no país. Demais trabalhos como o de Marini-Pereira et al. (2021) e Sousasantos (2021), também relataram a não aplicabilidade do GBAS diante destas condições ionosféricas anômalas. Assim, diversos estudos vêm sendo realizados, incluindo

simulações e análises da aplicabilidade do GBAS, com o uso de diferentes combinações de observáveis em duas frequências e outros métodos para mitigar os efeitos ionosféricos, visando compreender e minimizar seu impacto na navegação aérea.

No território brasileiro, um GBAS foi instalado no Aeroporto do Galeão, na cidade do Rio de Janeiro – RJ. No entanto, não obteve homologação para estar operando devido a vulnerabilidade aos efeitos ionosféricos (MARINI-PEREIRA et al., 2021).

Estudos em andamento tem por objetivo a adição de uma nova frequência, além de expandir a utilização de mais constelações em procedimentos GBAS. Em trabalhos desenvolvidos por Fuerle et al. (2017) e Felux et al. (2017a; 2017b), analisaram o desempenho do GBAS ao utilizar as portadoras L1 e L5 a partir da combinação linear *Iono-Free*, além da análise da interoperabilidade ao se adicionar mais constelações GNSS. Outro estudo importante foi o desenvolvido por Circiu (2014), na qual avaliou a inclusão das frequências L1 e L2 em operações GBAS simuladas, a partir das combinações lineares *DFree* e *Iono-Free*.

Em Silva et al. (2023), foi avaliado a performance de uma arquitetura GBAS dupla frequência e multiconstelação, denominada de GAST X apresentada em Murphy et al. (2021), em períodos de alta cintilação ionosférica no Brasil. Os resultados apontaram que a multiconstelação favoreceu a disponibilidade de satélites mesmo em condições ionosféricas anômalas. E foi apontado a necessidade de serviços GBAS mais robustos, com estratégias para o monitoramento de condições ionosféricas fortes.

Portanto, este trabalho tem por finalidade a implementação do sistema GBAS, anteriormente iniciado em um projeto de IC (Processo FAPESP nº 2021/12377-8), utilizando linguagem de programação do Matlab, operando com dados GNSS de Multifrequência e Multiconstelação (L1/L5 GPS e E1/E5a Galileo).

1.1. Objetivos

O objetivo principal deste projeto é o desenvolvimento e avaliação do desempenho de um algoritmo GBAS operando com Multifrequência e Multiconstelação GNSS.

Como etapas a serem realizadas para atingir o objetivo declarado anteriormente, tem-se:

- Implementar os subsistemas de solo (correções diferenciais) e da aeronave (posicionamento e procedimento de aproximação de precisão);
- Avaliar os parâmetros de integridade e continuidade GBAS, a partir dos indicadores HPL e VPL, para a categoria CAT-I (GAST-C);

- Verificar a eficiência do algoritmo em períodos com baixa e alta atividade ionosférica, baseado nos índices de cintilação ionosférica, bem como analisar com uma fonte externa, particularmente o *software* PEGASUS.

1.2. Justificativa

O presente trabalho está inserido dentro do Projeto INCT Tecnologia GNSS no Suporte à Navegação Aérea (INCT GNSS NavAer – financiado pelo CNPq (Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico – processo 465648/2014-2), FAPESP (Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo – processo 2017/50115-0) e CAPES (Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – processo nº 88887.137186/2017-00) que vem realizando pesquisas voltadas para análise dos efeitos da ionosfera nos sinais GNSS.

Com isso, este trabalho dá continuidade aos estudos relativos ao GBAS no Brasil. Desde 2017, pesquisas desenvolvidas dentro do PPGCC investigam, desenvolvem e avaliam o uso do GBAS, inicialmente com a pesquisa de doutorado de Pereira (2018), posteriormente com a pesquisa de mestrado de Silva (2020) e com o projeto de iniciação científica (Processo FAPESP nº 2021/12377-8) finalizado em 2022. Como próximo passo, torna-se necessário adicionar as operações realizadas no subsistema da aeronave, além de adicionar ao algoritmo os demais serviços GBAS existentes, considerando dados de Multifrequência e Multiconstelação GNSS, visando possibilitar o uso do GBAS no Brasil, onde suas condições ionosféricas são anômalas, o que dificulta a sua utilização.

1.3. Estrutura da Dissertação

O Capítulo 1 foi dedicado à introdução do trabalho, apresentando seus objetivos e justificativa. O Capítulo 2 reúne a fundamentação teórica necessária ao desenvolvimento da pesquisa, abordando os principais conceitos relacionados aos sistemas GNSS, aos efeitos sistemáticos que afetam seus sinais (com ênfase na ionosfera), ao sistema GBAS, seus princípios de funcionamento, modelos matemáticos, aspectos de integridade e às combinações de observáveis aplicáveis ao contexto da navegação aérea.

O Capítulo 3 apresenta a estratégia metodológica adotada para o desenvolvimento do trabalho. No Capítulo 4 são apresentados e analisados os resultados obtidos, considerando períodos de baixa e alta atividade ionosférica, bem como a comparação com os resultados gerados pelo *software* PEGASUS. Por fim, o Capítulo 5 reúne as principais conclusões e aprendizados da pesquisa, além de propostas para trabalhos futuros.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo será apresentada uma breve fundamentação teórica relativa ao conteúdo previsto para o desenvolvimento desta dissertação.

2.1. Introdução ao GNSS

A determinação da posição tridimensional de um ponto ou feição de interesse vem sendo utilizada em atividades como na navegação, tendo como principal tecnologia o GNSS. Seu uso visa garantir alta performance em atividades de navegação, tanto aérea quanto terrestre, buscando proporcionar parâmetros de qualidade capazes de garantir maior segurança e confiabilidade na utilização deste sistema.

Dentre os sistemas que constituem o GNSS destacam-se: o GPS (*Global Navigation Satellite System*), GLONASS (*GLObal'naya NAVigationnaya Sputnikowaya Sistema*), Galileo e BeiDou (*BeiDou Navigation Satellite Demonstration System*). O GPS foi o primeiro GNSS desenvolvido, sob o controle militar. Em julho de 2025 consta com 31 satélites operacionais em órbita (GPS, 2025), em uma altitude de aproximadamente 20200 km, distribuídos em 6 planos orbitais com inclinação de 55°. Encontra-se operacional desde 1995.

O GLONASS, sistema desenvolvido pela União Soviética que consta com 25 satélites em órbita (IAC, 2024), em uma altitude de aproximadamente 19100 km, distribuídos em 3 planos orbitais e uma inclinação de 65°. Inicialmente utilizou-se a tecnologia FDMA (*Frequency Division Multiple Access*) e posteriormente desenvolveu uma terceira frequência com a tecnologia CDMA (*Code Division Multiple Access*).

O Galileo, desenvolvido pela União Europeia, consta com 24 satélites em órbita (IAC, 2024), em uma altitude de aproximadamente 23222 km distribuídos em 3 planos orbitais e uma inclinação de 56°.

Por fim, o BeiDou, desenvolvido pela China, consta com 29 satélites em órbita terrestre média, em uma altitude de aproximadamente 21500 km, além de 12 satélites em órbita geossíncrona e 8 em órbita geoestacionária (CSNO TARC, 2024), distribuídos em 3 planos orbitais com uma inclinação de 55°.

Para uma melhor visualização, a Tabela 1 apresenta algumas características dos sistemas GNSS.

Tabela 1 - Principais características dos sistemas GNSS.

Informações	GPS	GLONASS	Galileo	BeiDou
País Responsável	Estados Unidos da América	Rússia	União Europeia	China
Satélites em Operação	31	22+3 (reserva)	23	27+2 (reserva) MEO 10+2 (reserva) IGSO 7+1 (reserva) GEO
Constelação Nominal	24	24	24+6 (reserva)	27 MEO 3 IGSO 5 GEO
Órbitas	6	3	3	3
Inclinação	55°	64,8°	56°	55°
Altitude (Km)	20200	19100	23222	21500
Frequências (MHz)	L1: 1575,42 L2: 1227,60 L5: 1176,45	L1: 1597-1617 L2: 1240-1260 L3: 1202,025	E1: 1575,42 E5a: 1176,45 E5b: 1207,14 E5: 1191,795 E6: 1278,75	B1: 1561,098 B2: 1207,14 B3: 1268,52
Tecnologia	CDMA	CDMA/FDMA	CDMA	CDMA
Efemérides	Elementos Keplerianos	P, V, T	Elementos Keplerianos	Elementos Keplerianos
Sistema de Referência	WGS84	PZ-90	GTRF	CGCS2000
Modelo Ionosférico	Klobuchar	-	NeQuick G	BDGIM
Repetibilidade	1 dia sideral	10 dias siderais	10 dias siderais	7 dias siderais
Sistema de Tempo	GPST	GLST	GST	BDT

Fonte: Adaptado de Langley et al., 2017; MONICO., 2008.

Com o intuito de garantir uma melhor qualidade na navegação, foram desenvolvidos sistemas de aumento, que também fazem parte dos sistemas GNSS, objetivando minimizar os efeitos sistemáticos sobre os sinais dos satélites. Dentre estes sistemas pode-se citar o GBAS, que auxilia em aproximações de precisão e pouso de aeronaves e o SBAS, que auxilia na navegação via disponibilização de correções em

grande área, a partir de uma rede de monitoramento terrestre e satélites geostacionários (PULLEN, 2017).

2.2. Efeitos sistemáticos nos sinais GNSS

Existem fontes de erros capazes de afetar e degradar os sinais GNSS, podendo ser relativos aos satélites, durante a propagação do sinal, no receptor/antena, bem como nas estações de referência, conforme pode ser visualizado na Tabela 2. Estes erros podem ser modelados e/ou atenuados por modelos matemáticos ou técnicas especiais (SEEBER, 2003).

Tabela 2 - Fontes e erros sistemáticos envolvidos no GNSS.

Fontes	Erros
Satélite	Erro de órbita, erro do relógio, relatividade, atraso entre duas portadoras no <i>hardware</i> do satélite, centro de fase da antena do satélite, fase <i>wind-up</i>
Propagação do Sinal	Atraso troposférico, atraso ionosférico, perdas de ciclos, multicaminho, rotação da Terra
Receptor/Antena	Erro do relógio, erro entre canais, centro de fase da antena do receptor, atraso entre duas portadoras no <i>hardware</i> do receptor, fase <i>wind-up</i>
Estação	Erro nas coordenadas, multicaminho, marés terrestres, movimento do Polo, carga oceânica, pressão atmosférica

Fonte: MONICO, 2008.

Os erros decorrentes da propagação do sinal ocorrem quando os sinais GNSS, após serem emitidos, atravessam as camadas atmosféricas, como a Ionosfera e a Atmosfera Neutra (Troposfera).

2.2.1. Atmosfera Neutra

A Atmosfera Neutra contém uma extensão de aproximadamente 50 km a partir da superfície, sendo constituída principalmente de gases e vapor d'água. Esta camada tem efeito nos sinais GNSS variando de acordo com o ângulo de elevação do satélite e da densidade atmosférica, advindos da atenuação, cintilação troposférica e ZTD (Atraso Troposférico Zenital, *Zenital Tropospheric Delay*) (MONICO, 2008; SEEBER, 2003).

A componente ZTD, ou atraso troposférico, é resultante da influência da camada atmosférica seca (hidrostática) e úmida, causando erros nas observáveis GNSS em escalas maiores. Em relação a essas camadas, a hidrostática – correspondente a cerca de 2,3 m na

direção do zênite, possui uma variação em relação a temperatura e pressão local, variando da ordem de 1% durante várias horas, e pode ser modelada com uma precisão razoável. A componente úmida tem influência do vapor d'água presente na atmosfera, variando de 1 a 35 cm no zênite correspondendo a cerca de 1/10 do atraso total atmosférico, atingindo cerca de 20% de variação (MONICO, 2008; SEEBER, 2003).

2.2.2. Camada ionosférica e seus efeitos nos sinais GNSS

A camada ionosférica contém uma extensão de aproximadamente 50 km a 1000 km. Os efeitos no sinal GNSS são proporcionais ao TEC (Conteúdo Total de Elétrons, *Total Electron Content*). Nessa camada a formação de íons e elétrons, a partir do processo de fotoionização que tem por fonte a radiação solar, capaz de afetar a propagação das ondas de rádio (MONICO, 2008; KIRCHHOFF, 1991).

O TEC (elétrons/m²) baseia-se na quantidade de elétrons presentes na camada ionosférica no caminho percorrido pelo sinal entre satélite e o receptor. A sua variação é proporcional aos efeitos causados pela ionosfera, advindas da atividade magnética, estação do ano, localização geográfica, ionização solar e ciclos de manchas solares, podendo causar a perda de sintonia entre o satélite e receptor. É possível estimar o valor do TEC a partir da associação das propriedades físicas de reflexão e dispersão da ionosfera sobre uma ou mais frequências distintas (CAMARGO, 1999; MATSUOKA & CAMARGO, 2004; SOUZA, 2023).

Em relação ao valor de TEC, além de resultar em elétrons/m², utiliza-se como unidade o TECU (TEC *Unit*), sendo 1 TECU correspondendo a 1×10^{16} elétrons/m² (MATSUOKA & CAMARGO, 2004).

As variações da camada ionosférica se dividem em diurnas, sazonais e ciclos de longos períodos. As variações diurnas acontecem de acordo com a radiação solar devido ao movimento de rotação da Terra. Assim, durante o dia e no período da noite a densidade de elétrons varia dependendo da hora local, atingindo o valor máximo entre as 12 e 16 horas local (MATSUOKA, 2007).

Em relação as variações sazonais, estão relacionadas a alteração do ângulo zenital do sol e o fluxo de ionização que sofrem mudanças dependendo da estação do ano e movimento aparente do Sol em relação a Terra, alterando assim a densidade de elétrons na camada ionosférica. No hemisfério Sul, os valores máximos de densidade de elétrons

ocorrem nos meses de novembro a março (solstício de verão). Já nos meses de equinócios, os valores são mais reduzidos (WEBSTER, 1993).

As variações de ciclos de longos períodos acontecem em um período de aproximadamente 11 anos, com períodos de alta e baixa atividade solar e tem relação com a ocorrência das manchas solares presentes na superfície do Sol, podendo durar de dias a semanas. Essas manchas são as regiões mais frias e escuras do Sol, contendo um elevado nível de radiação ultravioleta, ou seja, com o aumento da quantidade de manchas ocorre um aumento da radiação solar e uma alteração na densidade de elétrons na ionosfera (MATSUOKA, 2007). Atualmente o Sol se encontra no início do ciclo 25.

A localização no planeta tem forte influência dos efeitos ocasionados pela camada ionosférica, visto que a variação latitudinal tem forte ação na variação da densidade de elétrons e a camada acaba não sendo homogênea para diferentes latitudes. A região de baixa e alta latitude são as mais afetadas pelos efeitos do aumento da quantidade de elétrons, ocasionado pela Anomalia de Ionização Equatorial que ocorre nas latitudes de $\pm 20^\circ$ (onde se localiza a região brasileira), e as médias latitudes são menos afetadas (SEEBER, 2003).

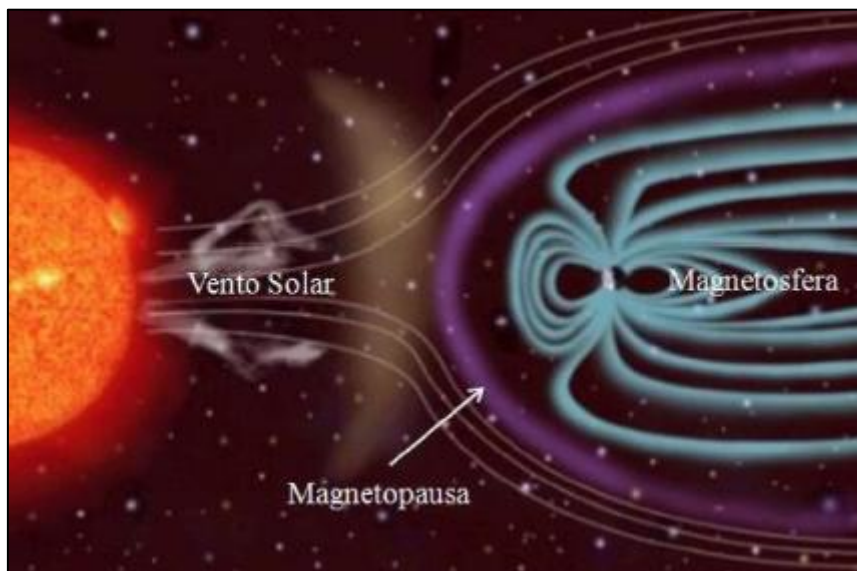
O campo magnético da Terra afeta na variação da densidade de elétrons, controlando o movimento das partículas ionizadas na ionosfera e na magnetosfera. Assim, quaisquer perturbações ocorridas no campo geomagnético do planeta resultarão em modificações nas condições do meio ionizado da atmosfera. Algumas das variações mais comuns que ocorrem são as produzidas devido a correntes elétricas que percorrem na parte inferior da camada ionosférica, mas as variações mais bruscas e intensas são provocadas por tempestades solares (KIRCHHOFF, 1991 apud MATSUOKA, 2007).

As variações estão associadas a três fenômenos, sendo as explosões solares (*solar flares*) que relacionam ao rápido aumento da energia na superfície do Sol, podendo variar de três minutos a algumas horas; os buracos na coroa (*coronal holes*) se tratando de fontes decorrentes do vento solar de alta velocidade, ocorrendo com maior frequência nos períodos de declínio da atividade solar; e as manchas solares que já foram descritas neste documento (MATSUOKA, 2007; DAL POZ, 2010).

A influência de intensos eventos solares proporciona fortes ventos solares que comprimem as linhas do campo geomagnético da Terra, exercendo uma grande influência na camada ionosférica terrestre, possibilitando a ocorrência de tempestades geomagnéticas. Os ventos solares tendem a superar a velocidade de 400 km/s e podem

atingir mais de 1000 km/s quando há ocorrência de atividades solares mais intensas que, dependendo do grau, as linhas ao redor da magnetosfera (limite da magnetopausa) são comprimidas de dez para seis raios terrestres (FEDRIZZI, 2003). A Figura 1 ilustra o efeito dos ventos solares no campo geomagnético terrestre.

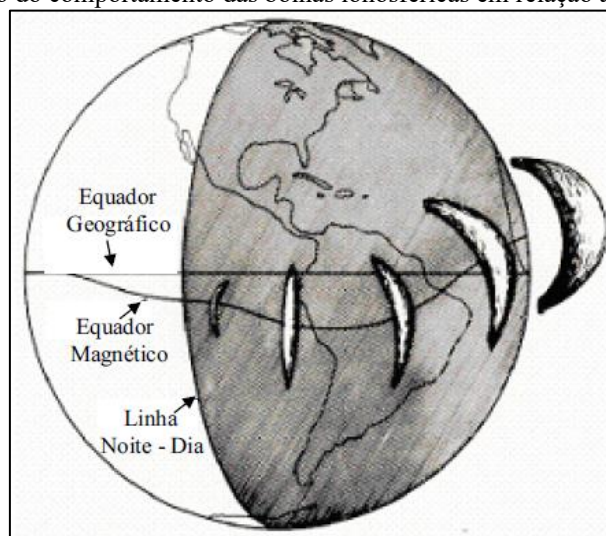
Figura 1 – Ilustração do efeito do vento solar no campo geomagnético da Terra.



Fonte: Adaptado de <<https://sci.esa.int/web/cluster/-/36645-solar-wind>>. Acesso em 17 de ago. de 2024.

As bolhas de plasma (EPB - *Equatorial Plasma Bubbles*), são irregularidades ionosféricas que surgem com maior probabilidade na região do Equador magnético. Sua formação ocorre logo após o pôr do sol e pode se estender até a meia-noite (SANTOS, 2001). A Figura 2 representa o comportamento das bolhas ionosféricas no globo.

Figura 2 - Ilustração do comportamento das bolhas ionosféricas em relação ao tempo e ao espaço.



Fonte: SOARES, 2001.

As anomalias na densidade de elétrons, devido a ocorrência de bolhas de plasmas, são chamadas de irregularidades ionosféricas, na qual pode ocasionar efeitos como a cintilação ionosférica (*ionospheric scintillation*). A cintilação consiste em flutuações da amplitude e fase da onda eletromagnética, acarretada pela variação na densidade de elétrons na camada ionosférica, provocando enfraquecimento no sinal GNSS, podendo até causar a perda de ciclo entre satélite e receptor. Na maioria dos casos, as irregularidades ionosféricas podem estar presentes entre 200 e 600 km de altitude e em latitudes próximas a $\pm 15^\circ$ (RODRIGUES, 2003; WEBSTER, 1993; MATSUOKA, 2007; SAHAI et al., 2000).

A intensidade da atividade ionosférica pode ser quantificada pelo índice S4, unidimensional, sendo o desvio-padrão normalizado das observações de intensidade do sinal, amostrados em um intervalo de 60 s (CONKER et al., 2003; VAN DIERENDONCK et al., 1993). Este índice pode ser determinado pelas portadoras L1, L2 e L5, contendo diversas classificações na literatura, como por exemplo em Conker et al. (2003) que determina o S4 para a portadora L1 e classifica como: Ausência de cintilação quando o S4 é aproximadamente zero, e Cintilação forte com o índice é aproximadamente a 1. De acordo com Muella et al. (2009), classifica o índice S4 para a portadora L1 sendo:

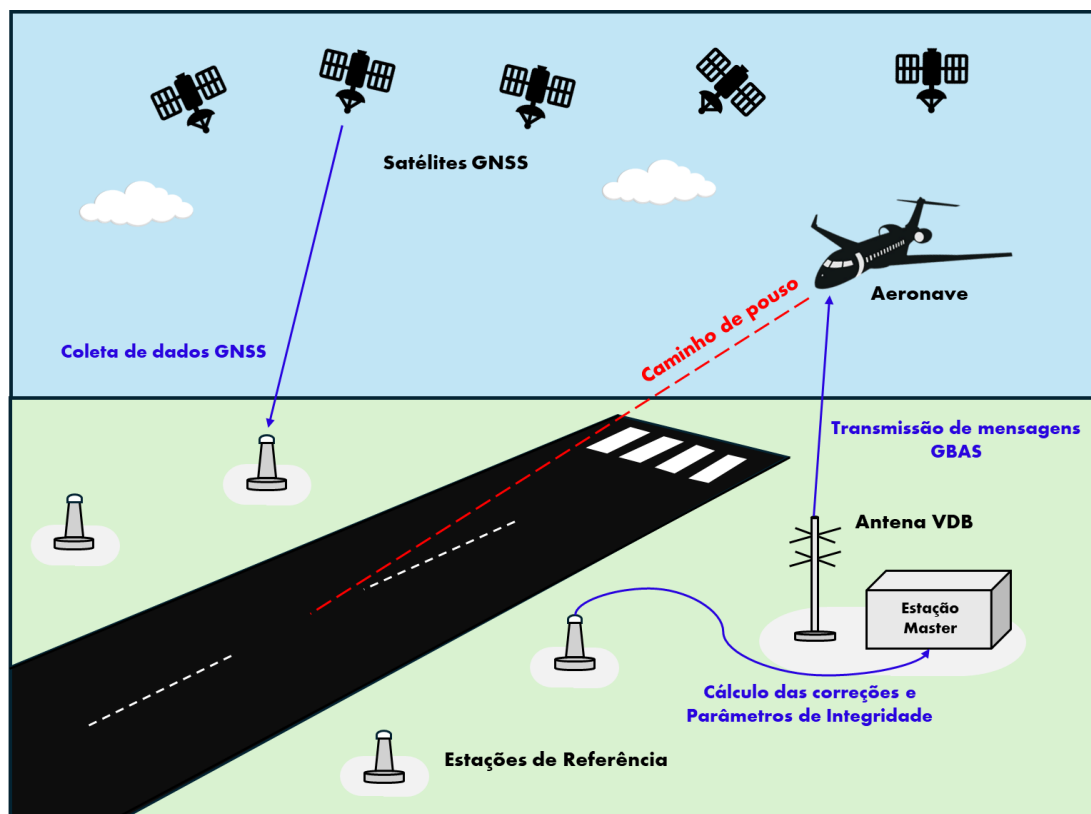
- Fraca: $0,2 < S4 < 0,4$;
- Moderada: $0,4 < S4 < 0,6$;
- Forte: $0,6 < S4 < 1,0$;
- Saturada: $1,0 < S4 < 1,4$.

2.3. Ground Augmentation Satellite System (GBAS)

O GBAS é um sistema de aumento GNSS que fornece requisitos de integridade, acurácia, continuidade e disponibilidade a partir de correções diferenciais (pelo método DGNSS). Essas correções são calculadas a partir de estações de referência terrestres, no mínimo 2 estações, assumindo correlação de erro das estações com a aeronave, em seu procedimento de aproximação de precisão.

As correções geradas pelo sistema são transmitidas para a aeronave por meio de mensagens via antena VHF (*Very High Frequency*), localizada em uma estação GBAS instalada próximo à pista do aeroporto. Na aeronave, um receptor GNSS faz uso destas correções a fim de corrigir a sua posição no processo de aproximação (PULLEN, 2017). Na Figura 3, pode-se visualizar a estrutura de um sistema GBAS.

Figura 3 – Estrutura do GBAS.



Fonte: O autor, 2025.

O posicionamento Diferencial GNSS foi desenvolvido para reduzir os efeitos de Disponibilidade Seletiva (SA, *Selective Availability*) presente na constelação GPS até o dia 02 de maio de 2000. O DGNSS possibilita a obtenção de uma melhor acurácia no posicionamento, além da integridade em operações de navegação aérea (MONICO, 2008).

No DGNSS, faz-se uso de dois receptores, sendo um localizado na estação de referência (base), com coordenadas conhecidas, e outro localizado na estação móvel, a qual percorrerá os percursos de interesse. A partir das coordenadas da estação base e da correlação dos efeitos sistemáticos que afetam tanto a base quanto a móvel, podem ser calculadas as correções diferenciais ao nível das observações GNSS. Tais correções são calculadas pela estação de referência e são enviadas para a estação móvel por link de rádio ou internet. As correções diferenciais são calculadas utilizando as observáveis de pseudodistância e fase da onda portadora, registradas pelo receptor para cada satélite e em cada época (MONICO, 2008).

O nome pseudodistância se dá por se tratar de uma distância aparente entre o satélite e o receptor, assim não equivalendo a distância geométrica devido a fatores, como erros de sincronização entre os relógios do satélite e receptor (SANZ SUBIRANA et. al,

2013). O modelo funcional das observações de pseudodistância pode ser visualizado na Equação (1), dado no instante t , frequência j , receptor r e constelação S (MONICO, 2008; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$P_r^S(t) = \rho_r^S(t, t - \tau_r^S) + c \left(dt_r(t) + d_{r,j}^S(t) + \Delta d_{r,j}^S(t) \right) - c \left(dt^S(t - \tau_r^S) + d_j^S(t - \tau_r^S) \right) + T_r^S(t) + \mu_j^S I_r^S(t) + \varepsilon_{PD_{r,j}}^S, \quad (1)$$

em que:

- P_r^S – Observação de pseudodistância (em metros);
- ρ_r^S – Distância geométrica do centro de fase da antena do receptor até o satélite considerando o instante de transmissão do sinal (em metros);
- τ_r^S – Tempo de propagação do sinal (em segundos);
- c – Velocidade da luz no vácuo (em metros/segundo);
- dt_r – Erro do relógio do receptor (em segundos);
- dt^S – Erro do relógio do satélite (em segundos);
- T_r^S – Atraso troposférico no sentido satélite-receptor (em metros);
- I_r^S – Atraso ionosférico (em metros);
- μ_j^S – Coeficiente ionosférico que varia de acordo com a frequência utilizada (por exemplo, para L1 se adota 1);
- $d_{r,j}^S$ e d_j^S – Atraso de hardware ou *bias* para o receptor e o satélite (em segundos), respectivamente;
- $\Delta d_{r,j}^S$ – Atraso intercanal do código (em segundos);
- $\varepsilon_{PD_{r,j}}^S$ – Demais erros não modelados e erros aleatórios na medida do código.

A fase da onda portadora (ϕ_r^S) trata da diferença entre a fase do sinal do satélite recebido pelo receptor (ϕ^S), e a fase do sinal emitido pelo receptor (ϕ_r), no instante de recepção (t_r), em ciclos (caso deseje-se em metros, multiplica-se pelo valor de λ (comprimento de onda da frequência utilizada)) (MONICO, 2008). O modelo funcional da fase observada, em metros, pode ser observado na Equação (2), em função do instante t , frequência j e constelação S (MONICO, 2008; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$\lambda \phi_r^S(t) = \rho_r^S(t, t - \tau_r^S) + c \left(dt_r(t) + d_{r,j}^S(t) + \Delta d_{r,j}^S(t) \right) - c \left(dt^S(t - \tau_r^S) + d_j^S(t - \tau_r^S) \right) + T_r^S(t) - \mu_j^S I_r^S(t) + (N_r^S + \delta_r - \delta^S) + \varepsilon_{\phi_{r,j}}^S, \quad (2)$$

em que:

- λ – Comprimento de onda (em metros);

- N_r^S – Ambiguidade da fase (em ciclos);
- δ_r e δ^S – Atraso instrumental do receptor e do satélite (em ciclos);
- $\varepsilon_{\phi_{r,j}}^S$ - Demais erros não modelados e erros aleatórios na medida da fase.

O termo N_r^S representa a ambiguidade, isto é, o número de ciclos (inteiros) da primeira observação coletada entre as antenas do satélite e receptor. Contudo, o receptor mede a parte fracionária da fase, efetuando assim a contagem do número de ciclos coletados pelo receptor, resultando em uma medida linear (contínua). O termo da ambiguidade é estimado em um ajustamento de observações, e a medida fracionária da fase tem precisão na ordem de 1/1000 do ciclo (MONICO, 2008).

Observando as Equações (1) e (2), nota-se que os termos ionosféricos ($\mu_j^S I_r^S$) possuem sinais opostos. Isso significa que a ionosfera produz um avanço para a medida de fase da onda portadora e um atraso para a medida da pseudodistância (SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

As correções diferenciais são calculadas no domínio das pseudodistâncias, sendo denominadas de PRC (Correções de pseudodistância, *Pseudorange Corrections*), que são geradas pelas estações de controle GBAS fazendo uso das medições de cada receptor das estações de referência para cada satélite. A fim de minimizar os erros de multicaminho e outros efeitos não modelados do receptor (que podem ser chamados de ruídos) é realizado uma combinação linear da pseudodistância e fase da onda portadora. Essa combinação é chamada de Filtro de Hatch, calculada recursivamente, conforme a Equação (3) (PULLEN, 2017).

$$P_{filt}(t_i) = \alpha P_{r,1}^S(t_i) + (1 - \alpha)[P_{filt}(t_{i-1}) + \lambda_j(\phi_{r,1}^S(t_i) - \phi_{r,1}^S(t_{i-1}))], \quad (3)$$

em que:

- λ_j – Comprimento de onda da frequência utilizada j;
- α – Função peso do filtro calculada pela razão do tempo de amostragem dos dados (T) pela constante de tempo do filtro de Hatch (H), que corresponde a um intervalo característico do período de inicialização do filtro, podendo variar conforme o serviço utilizado; e
- t_i e t_{i-1} – Época atual e anterior durante a realização do cálculo.

O valor de P_{filt} é calculado na primeira época dos dados quando o valor de H assume 1 e sendo crescente até a 100ª época (por exemplo, considerando uma constante de

tempo de 100 s). Assim o valor de α se mantem constante ($T/100$). Caso detecte uma perda de ciclo, o filtro reiniciará novamente (RTCA DO-253C, 2008).

Com isso, a partir das formulações apresentadas em EUROCAE (2013) e PULLEN (2017), o procedimento para os cálculos das PRC é realizado a partir das Equações (4), (5) e (6), respectivamente. Destaca-se que as Equações (4) e (5), os cálculos são realizados para cada estação de referência utilizada.

$$PRC_{CSC}(S, t) = R(S, t) - P_{filt}(S, t) - (c * \Delta t_{SV}(S)), \quad (4)$$

$$PRC_{SCA}(S, t) = PRC_{CSC}(S, t) - \sum_{S \in S_c}^{n_c} k_S * PRC_{CSC}(S, t), \quad (5)$$

$$PRC_{TX}(S) = \frac{1}{M(S)} \sum_{S=1, t \in S_S}^{M(t)} PRC_{SCA}(S, t), \quad (6)$$

em que:

- PRC_{CSC} é correção de pseudodistância filtrada pela fase do satélite S e época t;
- $R(S, t)$ é a distância geométrica entre o satélite, no instante de transmissão do sinal, e o receptor, no instante de recepção (em metros);
- c é a velocidade da luz no vácuo;
- $\Delta t_{SV}(S)$ é o erro do relógio dos satélites calculado a partir das efemérides transmitidas.

Na Equação (5), tem-se:

- o termo $PRC_{SCA}(S, t)$ corresponde a correção de pseudodistância filtrada pela fase com o erro do relógio do receptor removido;
- k_S é o fator de ponderação (atende ao critério de $\sum_{S \in S_c}^{n_c} k_S = 1$), neste caso, sendo utilizado $1/(\text{número de satélites utilizados por época})$;
- S_c é o montante de satélites rastreados por todas as estações de referência; e
- n_c é o número de elementos no conjunto S_c .

Para o termo $\sum_{i \in S_c}^{n_c} k_i * PRC_{CSC}$ foi adotado a média dos valores de PRC_{CSC} , em cada época, para a remoção do erro do relógio do receptor. Na Equação (6), é calculada a correção enviada para a aeronave, denominada de correção de pseudodistância transmitida (PRC_{TX}), tratando-se de uma média dos valores de PRC_{SCA} obtidos para um satélite S de M estações de referência.

Além disso, pode ser calculada a taxa de variação das correções de pseudodistância transmitidas (RRC), a partir da divisão da diferença da PRC_{TX} na época atual e na época anterior, pelo tempo entre duas épocas, conforme visualizado na Equação (7).

$$RRC = \frac{PRC_{TX_{t_i}} - PRC_{TX_{t_{i-1}}}}{t_i - t_{i-1}}. \quad (7)$$

Pode-se determinar um parâmetro de integridade das correções, denominado de B-Value (B_{PR}). Este parâmetro indica a consistência das medidas realizadas por cada receptor e satélite contribuinte na geração das PRCs. O B_{PR} é calculado a partir da diferença entre as correções transmitidas e a média das correções excluindo os valores de uma estação r , determinando a sua consistência, conforme mostrado na Equação (8).

$$B_{PR}(S, t, r) = PRC_{TX}(S, t) - \frac{1}{M-1} \sum PRC_{SCA}(S, t, r). \quad (8)$$

O parâmetro B-Value pode ser assimilado como um erro que ocorreria na PRC de um satélite S se a medida de uma estação r apresentasse falhas. Caso ocorra uma falha em alguma das estações, ela apresentará um B-Value elevado, conforme indicado na RTCA DO-253C (2008), e a correção a ser transmitida será a média das demais estações na qual não apresentaram falhas para o satélite S . Diante disso, adota-se uma condição em que, se o B-Value ultrapassar o limite de $\pm 6,4$ metros (valor estipulado pelas normas), as correções diferenciais fornecidas por aquele satélite, naquele momento, não serão utilizadas pela aeronave (RTCA DO-253C, 2008).

Ao final, as correções diferenciais calculadas são enviadas através de mensagens para a aeronave, as quais são separadas por identificadores. Na Tabela 3, visualiza-se estes identificadores de cada mensagem e seu respectivo conteúdo.

Tabela 3 - Mensagens GBAS.

Identificador da Mensagem	Conteúdo
0	Em reserva (livre)
1	Correções diferenciais e parâmetros de integridade para GAST C
2	Parâmetros da GFS e para posicionamento da aeronave
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 e 10	Em reserva (livre)
11	Correções diferenciais e parâmetros de integridade para GAST D

12 a 100	Reservada para aplicações de multifrequência e multiconstelação a M42 e M50 serão adicionadas para o GAST F
101	Correções diferenciais para GRAS (<i>Ground Regional Augmentation System</i>)
102 a 255	Em reserva (livre)

Fonte: Adaptado de ICAO, 2018.

Com a transmissão das correções a partir das mensagens, na aeronave corrige-se a pseudodistância aplicando as informações recebidas. A pseudodistância corrigida na aeronave pode ser visualizada na Equação (10), denominada de PD_{corr_air} (PULLEN, 2017).

$$PD_{corr_air}(S) = P_{filt_air}(S) + PRC_{TX}(S) + RRC(S)(t - t_{z_count}) - TC(S) + (c * \Delta t_{SV}(S)), \quad (9)$$

em que:

- P_{filt_air} - Pseudodistância suavizada medida pelo satélite S registrada pelo receptor da aeronave no tempo t antes da aplicação da correção;
- PRC_{TX} - Correção de pseudodistância transmitida para a aeronave, sendo válido para o tempo t_{z_count} ;
- RRC - Taxa de variações das correções de pseudodistância transmitida, válido para o tempo t_{z_count} ;
- TC - Correção diferencial do atraso troposférico (*Differential Tropospheric Correction*). O valor de TC pode ser calculado conforme a Equação (10) (RTCA, 2008).

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

em que:

- N_R é a refratividade transmitida nas mensagens GBAS tipo 2; h_0 é a altura da camada troposférica (em metros) transmitida nas mensagens GBAS tipo 2; θ_S é o ângulo de elevação do satélite S e; Δh é a altura da aeronave (em metros) para o ponto de referência do sistema GBAS.

Com isso, as componentes tridimensionais de posição da aeronave (X, Y e Z) são estimadas no sistema de referência WGS84, a partir do método dos Mínimos Quadrados, conforme a Equação (11) (PULLEN, 2017).

$$\hat{x} = ((A^T W A)^{-1} A^T W) \Delta P D_{corr_{air}}, \quad (11)$$

em que:

- $\hat{x}$ – Vetor a ser estimado contendo as correções dos elementos tridimensionais X, Y e Z e do erro do relógio;
- A – Matriz Jacobiana receptor-satélite, com a dimensão de n linhas e quatro colunas;
- W – Matriz peso, com a variância de cada medida por satélite.

A matriz A pode ser obtida em função do azimuth (Az) e do ângulo de elevação (θ) de cada satélite, variando de 1 a n linhas, conforme a Equação (12) (LEE, 2005).

$$A = \begin{bmatrix} -\cos(\theta)_1 \cos(Az)_1 & -\cos(\theta)_1 \sin(Az)_1 & -\sin(\theta)_1 & 1 & 0 \\ -\cos(\theta)_2 \cos(Az)_2 & -\cos(\theta)_2 \sin(Az)_2 & -\sin(\theta)_2 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -\cos(\theta)_N \cos(Az)_N & -\cos(\theta)_N \sin(Az)_N & -\sin(\theta)_N & 0 & 1 \\ -\cos(\theta)_N \cos(Az)_N & -\cos(\theta)_N \sin(Az)_N & -\sin(\theta)_N & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (12)$$

em que $[-\cos(\theta) \cos(Az) \ -\cos(\theta) \sin(Az) \ -\sin(\theta) \ 1 \ 0]$ para satélites da constelação GPS, e $[-\cos(\theta) \cos(Az) \ -\cos(\theta) \sin(Az) \ -\sin(\theta) \ 0 \ 1]$ para a constelação Galileo (GERBETH, 2016). Destaca-se que esta configuração de matriz A resulta na conversão da Equação (11), do sistema WGS84, para o SGL (Sistema Geodésico Local, *Local Geodetic System*), mais especificamente em coordenadas NEU (*North-East-Upper* – Norte-Leste-Up), respectivamente, em relação ao ponto de toque na pista (EUROCONTROL, 2003).

A matriz peso (W) das medições por satélite é obtida a partir da matriz diagonal contendo o inverso da variância de cada observação, sendo supostamente livre de falhas (LEE, 2005). A variância desta matriz (σ_s^2) pode ser visualizada na Equação (13).

$$\sigma_s^2 = \sigma_{pr_{gnd}}^2(S) + \sigma_{pr_{air}}^2(S) + \sigma_{tropo}^2(S) + \sigma_{iono}^2(S), \quad (13)$$

em que:

- $\sigma_{pr_{gnd}}^2$ – Corresponde a incerteza transmitida para a correção de pseudodistância relativa ao ponto de referência da estação master e processamento GBAS, na qual é calculada em função do ângulo de elevação dos satélites.

Esta incerteza advém da variância calculada para a estimativa dos erros associados aos B-Values denominado de σ_B^2 , sendo a variância dos valores de B_{PR} de cada estação de

referência na época t e satélite S . Com isso, o $\sigma_{pr_{gnd}}^2$ pode ser determinado pela multiplicação da variância dos B-Values por um valor proveniente da quantidade de estações de referência (M) e número de satélites utilizados na época t (n), conforme a Equação (14) (EUROCAE, 2013).

$$\sigma_{pr_{gnd}} = \frac{(n+1) \cdot (M-1)}{n} \cdot \sigma_B^2, \quad (14)$$

Uma outra possibilidade de adoção para $\sigma_{pr_{gnd}}$ é a utilização dos modelos presentes em Gerbeth et al. (2022), conforme visualizado na Tabela 4, para 100 segundos de suavização, sendo θ o ângulo de elevação do satélite.

Tabela 4 - Modelos para $\sigma_{pr_{gnd}}$ (GPS e Galileo).

Modelo	Equações
GPS L1	$0,1148 * e^{-0,0104*\theta}$
Galileo E1	$0,1172 * e^{-0,01145*\theta}$
GPS L5	$0,1358 * e^{-0,0242*\theta}$
Galileo E5a	$0,1242 * e^{-0,1242*\theta}$

Fonte: Adaptado de GERBETH et al., 2022.

Ao utilizar a combinação Iono-Free, foi aplicada uma propagação de covariância para cada constelação, de acordo com as equações a seguir para GPS e Galileo, respectivamente.

$$\sigma_{pr_{gnd-IF(GPS)}} = \sqrt{\left(\frac{f1^2}{f1^2 - f5^2}\right)^2 * (\sigma_{pr_{gnd-L1(GPS)}})^2 + \left(\frac{-f5^2}{f1^2 - f5^2}\right)^2 * (\sigma_{pr_{gnd-L5(GPS)}})^2},$$

$$\sigma_{pr_{gnd-IF(Galileo)}} = \sqrt{\left(\frac{f1^2}{f1^2 - f5^2}\right)^2 * (\sigma_{pr_{gnd-E1(Galileo)}})^2 + \left(\frac{-f5^2}{f1^2 - f5^2}\right)^2 * (\sigma_{pr_{gnd-E5a(Galileo)}})^2},$$

onde $f1$ e $f5$ são as frequências das portadoras L1/E1 e L5/E5a, respectivamente.

- $\sigma_{pr_{air}}^2$ – Contribuição da aeronave no erro de correção da pseudodistância para cada satélite, chamado de AAD (*Aircraft Accuracy Designator*), conforme a Equação (15).

$$\sigma_{pr_{air}} = \sqrt{(\sigma_{multicaminho}^2(S) + \sigma_{ruído}^2(S) + \sigma_{dvi g}^2(S))}, \quad (15)$$

O $\sigma_{pr_{air}}$ pode também ser expresso por letras, A (acurácia padrão alcançável utilizando receptores com a mesma tecnologia disponível) e B (melhoria de acurácia

padrão de acordo com a utilização de receptores com a tecnologia compatível ao estado da arte) (ICAO, 2007), onde pode ser desenvolvido a partir do uso dos parâmetros AAD (Tabela 5) válidos para os satélites GPS e Galileo (GERBETH, 2016).

Tabela 5 - Modelo para $\sigma_{pr,air}^2$ (GPS e Galileo).

Modelo	Equações	
	AAD - A	AAD - B
GPS L1 30 s	$0,21 + 0,15 * e^{-\theta/30}$	$0,25 + 0,15 * e^{-\theta/30}$
GPS L1 100 s	$0,16 + 0,13 * e^{-\theta/30}$	$0,20 + 0,18 * e^{-\theta/20}$
Galileo E1 30 s	$0,25 + 0,1 * e^{-\theta/30}$	$0,33 + 0,1 * e^{-\theta/30}$
Galileo E1 100 s	$0,14 + 0,07 * e^{-\theta/14,3}$	$0,18 + 0,07 * e^{-\theta/14,3}$
GPS L5/Galileo E5a 30 s	$0,16 + 0,06 * e^{-\theta/14,3}$	$0,20 + 0,06 * e^{-\theta/14,3}$
GPS L5/Galileo E5a 100 s	$0,13 + 0,06 * e^{-\theta/14,3}$	$0,17 + 0,06 * e^{-\theta/14,3}$
GPS IF 30 s	$0,4 + 0,4 * e^{-\theta/33,3}$	$0,6 + 0,4 * e^{-\theta/33,3}$
GPS IF 100 s	$0,25 + 0,35 * e^{-\theta/50}$	$0,35 + 0,45 * e^{-\theta/50}$
Galileo IF 30 s	$0,4 + 0,25 * e^{-\theta/33,3}$	$0,6 + 0,25 * e^{-\theta/33,3}$
Galileo IF 100 s	$0,32 + 0,2 * e^{-\theta/50}$	$0,4 + 0,2 * e^{-\theta/50}$

Fonte: Adaptado de GERBETH et al., 2016.

- σ_{tropo}^2 – É a incerteza da estimativa de correção diferencial do atraso troposférico (TC), sendo calculada conforme a Equação (16) (RTCA, 2008).

$$\sigma_{tropo} = \sigma_R h_0 * \frac{10^{-6}}{\sqrt{(0,002 + \sin^2(\theta_S))}} * \left(1 - e^{\frac{-\Delta h}{h_0}}\right), \quad (16)$$

- σ_R é a incerteza da refratividade transmitida nas mensagens GBAS tipo 2;
- σ_{iono}^2 – Incerteza do erro residual do atraso ionosférico decorrente da decorrelação temporal e espacial para a aeronave, sendo calculada conforme a Equação (17) (RTCA, 2008). Quando se utiliza a combinação iono-free, esse termo da matriz de pesos pode ser desconsiderado.

$$\sigma_{iono} = Fpp * \sigma_{vig} * (X_{aeronave} + 2 * \alpha * V_{aeronave}), \quad (17)$$

- σ_{vig} é a incerteza do gradiente ionosférico vertical. Neste trabalho, foi adotado o valor de 14 mm/km. Essa incerteza é transmitida nas mensagens GBAS tipo 2, conforme detalhado no item 2.4;
- $X_{aeronave}$ é a distância (metros) da aeronave até o ponto de pouso;

- α é o termo semelhante ao presente na Equação (3), trata-se do peso do filtro que é dado pela razão entre o tempo de amostragem (T) e a constante de tempo do filtro de Hatch (H);
- $V_{aeronave}$ é a velocidade (metros/segundo) horizontal da aeronave. Neste trabalho, considerou a aeronave na forma estática e;
- Fpp é o fator de obliquidade para a conversão da incerteza do erro ionosférico na direção vertical para a inclinada, sendo o caminho satélite – receptor. Este fator é adimensional, sendo calculado conforme a Equação (18).

$$Fpp = \left(1 - \left(\frac{R_e \cdot \cos(\theta_s)}{R_e + h_I} \right)^2 \right)^{-\frac{1}{2}}, \quad (18)$$

- R_e é o raio médio da Terra (podendo-se adotar 6378136,3 metros) e;
- h_I é a altura média da camada ionosférica (podendo-se adotar 350000 metros).

Assim, a matriz peso (W) pode ser estimada a partir da Equação (19).

$$W = diag[\sigma_{s(1)}^{-2} \quad \sigma_{s(2)}^{-2} \quad \dots \quad \sigma_{s(n)}^{-2}]. \quad (19)$$

De acordo com Felux et al. (2017b) e Lee (2005), a partir do termo correspondente a matriz de projeção $G = (A^T W A)^{-1} A^T W$ é possível determinar o desvio padrão das componentes horizontais e verticais da posição. As Equações (20) e (21) referem-se ao cálculo das incertezas das componentes horizontal e vertical, respectivamente.

$$\sigma_{erro_horiz} = \sqrt{\sum_{S=1}^n G_{horiz}^2(S) \cdot \sigma_P^2(S)}, \quad (20)$$

$$\sigma_{erro_vert} = \sqrt{\sum_{S=1}^n G_{vert}^2(S) \cdot \sigma_P^2(S)}, \quad (21)$$

onde os elementos G_{horiz}^2 e G_{vert}^2 correspondem as componentes de posição horizontal e vertical, respectivamente, da matriz de projeção, e seu modelo matemático pode ser visualizado nas Equações (22) e (23) (FELUX, 2017b).

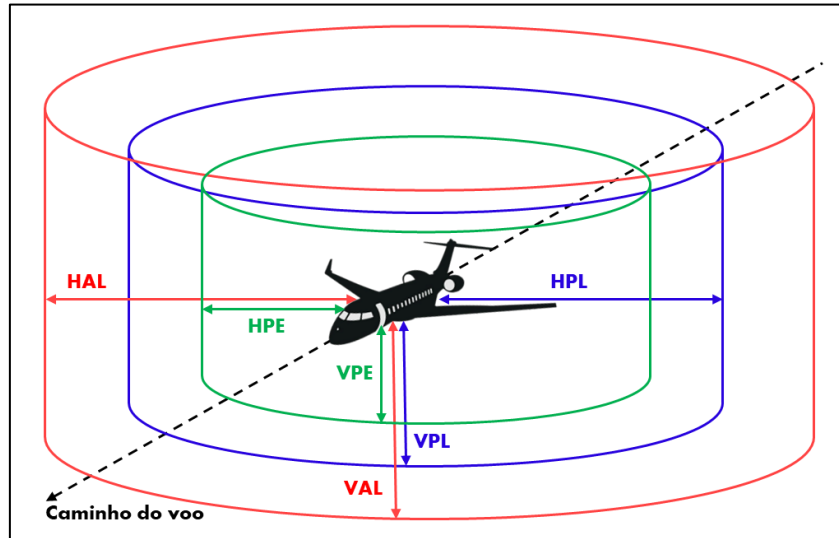
$$G_{horiz}^2 = \sqrt{G_1^2(S) + G_2^2(S)}, \quad (22)$$

$$G_{vert}^2 = G_3^2(S) + G_1^2(S) * \tan^2(\theta_{GPA}), \quad (23)$$

onde G_1^2 , G_2^2 e G_3^2 representam a posição na primeira, segunda e terceira colunas, respectivamente, da linha S na matriz de projeção G . O elemento θ_{GPA} é o ângulo do caminho de aproximação com a pista, geralmente assumindo um valor de 3° (RTCA DO-253C, 2008).

No domínio da aeronave, em termos de posição, podem ser verificados os parâmetros de integridade a partir do cálculo dos níveis de proteção HPL e VPL. Estes níveis representam os limites de tolerância para os máximos valores absolutos de erro de posição (PE, *Position Errors*), garantindo assim a baixa probabilidade de perda de integridade requerida nas categorias de aproximação de precisão. O VPL é o mais crítico na realização do pouso pois, a componente vertical da posição é a que mais sofre com os efeitos sistemáticos (PULLEN, 2017). A Figura 4 ilustra os erros de posição, os níveis de proteção e os limites de alerta vertical (VAL, *Vertical Alert Limit*) e horizontal (HAL, *Horizontal Alert Limit*) que consistem nos limites de erros para que o usuário seja alertado sobre alguma falha de integridade nos níveis de proteção.

Figura 4 – Erros de Posição, Níveis de Proteção e Limites de Alerta da aeronave.



Fonte: Adaptado de SABATINI et al., 2017.

De acordo com Lee (2005), a condição requerida para o cálculo dos níveis de proteção é apresentada na Equação (24).

$$Prob(error > PL) \leq \gamma, \quad (24)$$

em que os PLs (*Protection Levels*, Níveis de Proteção) devem ser maiores que os erros estimados de posição, para uma probabilidade γ .

As componentes HPL e VPL podem ser calculadas como valores de máximo, a partir de duas hipóteses estatísticas H_0 e H_1 . Sendo H_0 o caso livre de falhas, e H_1 assume uma única falha no receptor da estação de referência (FELUX, 2017b). De acordo com Pullen (2017), os níveis de proteção, para o caso H_0 , podem ser calculados pelas Equações (25) e (26).

$$HPL_{PA,H_0} = (K_{ffmd})(\sigma_{erro_horiz}) + D_{horiz}, \quad (25)$$

$$VPL_{PA,H_0} = (K_{ffmd})(\sigma_{erro_vert}) + D_{vert}, \quad (26)$$

em que:

- K_{ffmd} – Fator multiplicativo para a detecção de falhas, com seu valor definido a partir da quantidade de estações de referência utilizadas na geração de correções de pseudodistância. De acordo com EUROCAE (2013), com 2 estações o $K_{ffmd} = 5,762$ metros; 3 estações $K_{ffmd} = 5,810$ metros e com 4 estações $K_{ffmd} = 5,847$ metros;
- D_{horiz} e D_{vert} – Magnitude de projeção horizontal e vertical, respectivamente, a partir da diferença entre a posição suavizada pelos filtros de 30 e 100 segundos, sendo aplicável apenas para o serviço GAST-D do GBAS (EUROCAE, 2013).

Para a hipótese H_1 , considerando falhas em um receptor *est* das estações de referência, os cálculos dos níveis de proteção podem ser realizados a partir das Equações (27) e (28) (PULLEN, 2017).

$$HPL_{PA,H_1}(est) = |\sum_{S=1}^N (G_{horiz}(S))(B_{PR}(S, r))| K_{md} \sqrt{\sum_{S=1}^N \sigma_{erro_horiz}(S)}, \quad (27)$$

$$VPL_{PA,H_1}(est) = |\sum_{S=1}^N (G_{vert}(S))(B_{PR}(S, r))| K_{md} \sqrt{\sum_{S=1}^N \sigma_{erro_vert}(S)}, \quad (28)$$

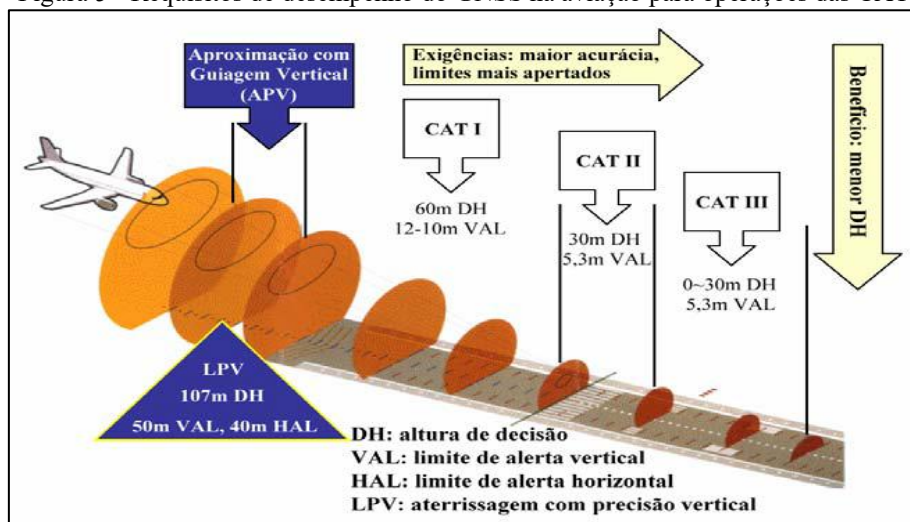
em que:

- K_{md} – Fator multiplicativo de detecção de falhas, dependente da quantidade de estações de referência utilizados. Para 2 estações o $K_{md} = 2,935$ metros; para 3 estações $K_{md} = 2,898$ metros e para 4 estações o $K_{md} = 2,878$ metros.

De acordo com a ICAO (2013), o sistema GBAS foi desenvolvido a fim de operar de acordo com as chamadas categorias de aproximação de precisão de aeronaves (CAT). Tais categorias são definidas a partir da visibilidade da pista e da garantia de integridade no posicionamento representado pela altitude de decisão para a realização do pouso, além

dos limites de alerta. A Figura 5 ilustra a forma de operação de cada categoria no procedimento de aproximação de precisão.

Figura 5 - Requisitos de desempenho do GNSS na aviação para operações das CAT.



Fonte: Adaptado de LEE, 2005.

Primeiramente, o GBAS foi certificado a operar apenas para CAT I, mas estudos estão sendo realizados a fim de atingir as exigências para a padronização das demais categorias de aproximação de precisão. As categorias são:

- CAT I: altura de decisão não inferior a 60 m (200 pés) e com visibilidade inferior a 800 m ou alcance visual da pista não inferior a 550 m;
- CAT II: altura de decisão inferior a 30m (100 pés) mas não inferior a 30 m (100 pés) e alcance visual da pista não inferior a 300 m;
- CAT IIIA: altura de decisão inferior a 30 m (100 pés) ou ausência de altura de decisão e alcance visual da pista não inferior a 175 m;
- CAT IIIB: altura de decisão inferior a 15 m (50 pés) ou ausência de altura de decisão e um alcance visual da pista inferior a 175 m, mas não inferior a 50 m;
- CAT IIIC: sem altura de decisão e sem limitações de alcance visual da pista.

De acordo com Felux et al. (2013), existem serviços GBAS denominados de Serviços de Aproximação de Precisão, sendo classificados de GBAS *Landing System* (GLS), na qual engloba as categorias denominadas de GAST. Os GAST são divididos em GAST A, B, C e D que estão padronizadas pelas autoridades da aviação civil (RTCA DO 253 – C, 2008), sendo A e B referentes ao serviço APV I e APV II, respectivamente. O GAST C disponibiliza cobertura para a fase de aproximação de precisão até a CAT I, já o

GAST D atende a aproximação CAT II e III. Na Tabela 6, estão presentes os tipos de serviço existentes e o desempenho esperado em cada um deles.

Tabela 6 - Tipos de serviços GBAS e o desempenho esperado.

Tipo de serviço e operação	Acurácia horizontal (95%)	Limite de alerta horizontal	Acurácia vertical (95%)	Limite de alerta vertical	GAST
APV I	16 m	40 m	20 m	50 m	A
APV II	16 m	40 m	8 m	20 m	B
CAT I	16 m	40 m	6 m a 4 m	10 m	C, E
CAT II	5 m	17 m	2.9 m	10 m	D, F
CAT III	5 m	17 m	2.9 m	10 m	D, F

Fonte: ICAO, 2007; PULLEN, 2017.

De acordo com Rotondo et al. (2015), os serviços GAST C, D, E e F podem também se distinguir pela frequência do sinal e constelação utilizados, sendo:

- GAST C – frequência L1 do GPS;
- GAST D – frequência L1 do GPS;
- GAST E – frequência L5 do GPS e ou E5a do Galileo;
- GAST F – denominado de GBAS MFMC (Multifrequência e Multiconstelação - *Multifrequency and Multiconstellation*) com combinações lineares utilizando as frequências L1/L5 GPS e E1/E5a do Galileo.

Com o surgimento de novas constelações e sinais GNSS, possibilita o desenvolvimento de algoritmos MFMC como solução para melhorar a disponibilidade do GBAS em regiões com condições ionosféricas anômalas, como no Brasil. A padronização destes algoritmos está sendo discutida pela ICAO, utilizando as frequências L1/L5 e E1/E5a do GPS e Galileo, respectivamente. Dentre as opções de GBAS MFMC e que suportará serviços de categoria CAT III, tem-se duas que estão em discussão; sendo o GAST F desenvolvido pelo projeto SESAR, e o GAST X. Sendo este último desenvolvido a fim de otimizar o processamento no receptor embarcado na aeronave, aumentar a robustez contra perdas de sinal GNSS, especialmente em situações de cintilações ionosféricas, e proporcionar maior disponibilidade.

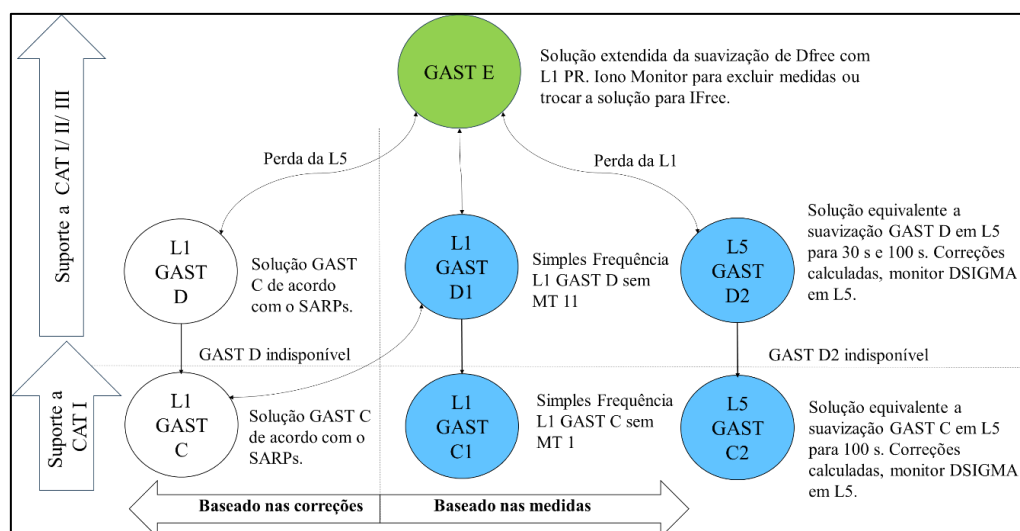
O GAST X faz uso de observações brutas (pseudodistância e fase da onda portadora) nas frequências L1/L5 e E1/E5a, além de correções e demais parâmetros

advindos das estações terrestres que são enviadas para a aeronave. Na aeronave realiza-se o processamento destas observações a fim de obter a pseudodistância filtrada pela fase, considerando diferentes constantes de suavização, sendo utilizado a constante de 600 s. A suavização DFree e de simples frequência convencional são determinadas em paralelo, sendo a última para atender os serviços GAST C e D. No GAST X, um posicionamento inicial é realizado utilizando as pseudodistâncias suavizadas DFree corrigidas com uma constante de filtro maior (adotando o valor de 600 s), e as correções de pseudodistância são determinadas pelas estações de referência terrestre. A utilização de medidas suavizadas DFree torna este sistema menos vulnerável aos efeitos da camada ionosférica (MURPHY et al., 2021).

Dentre os benefícios previstos para o GAST X, destaca-se a maior disponibilidade na região equatorial, tendo em vista a maior presença de satélites nesta região (multiconstelação), podendo permitir a remoção de satélites mais afetados pelos efeitos ionosféricos sem que ocorra a perda de integridade. Contudo, com condições ionosféricas severas nestas regiões, tem-se a necessidade de validação do algoritmo GAST X a fim de avaliar seu desempenho em situações reais (MURPHY et al., 2021).

Mais recentemente, em Murphy et al. (2023) foi adicionado uma nova metodologia baseada na detecção de atividade ionosférica, renomeando de GAST E. Em um primeiro momento, a suavização será com base na DFree e caso ocorra a detecção de elevados gradientes poderá selecionar o modo de suavização com a IF (caso o satélite possua dados em duas frequências). No entanto, caso o satélite em questão não contiver dados dupla frequência, poderá ser realizada a suavização por simples frequência. Na Figura 6, segue o novo modelo proposto por Murphy et al. (2023).

Figura 6 - GAST E.



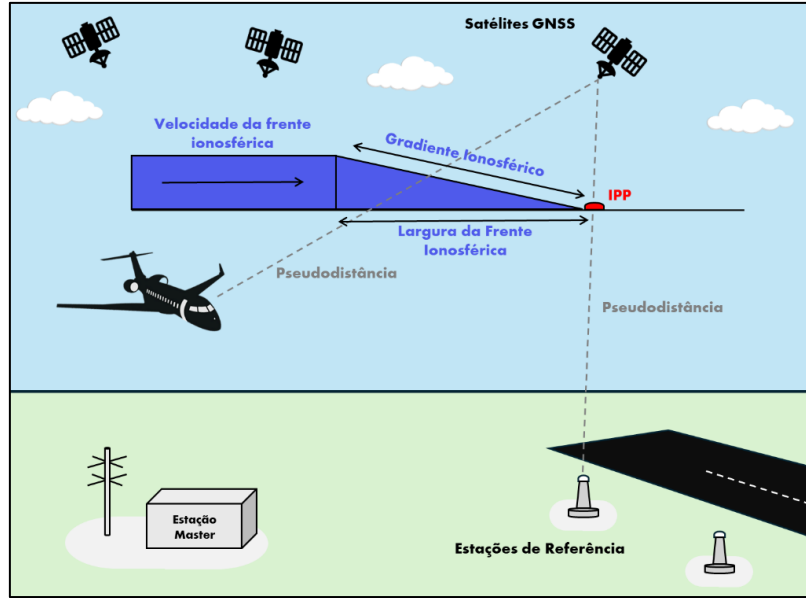
Fonte: Adaptado de Murphy et al., 2023.

2.4. Gradientes Ionosféricos

A ideia principal do posicionamento diferencial prevê a correlação espaço-temporal dos erros atmosféricos. No entanto, um dos principais desafios na implementação do GBAS na aviação são os efeitos provenientes da camada ionosférica sobre os sinais GNSS, principalmente em regiões equatoriais caracterizadas por apresentar maiores densidades de elétrons na camada ionosférica, e pela ocorrência de fenômenos de difícil previsão (tais como cintilação, bolhas ionosféricas e tempestades geomagnéticas) (SAITO e YOSHIHARA, 2018).

No contexto do GBAS, quando a ionosfera não se apresenta homogênea, o atraso ionosférico observado pela aeronave se difere do estimado pelas estações de referência no aeroporto. Assim, a formulação matemática do posicionamento diferencial pode não corrigir adequadamente o atraso ionosférico, acarretando erros na determinação da posição da aeronave (SAITO e YOSHIHARA, 2018). De acordo com Lee et al. (2007), essa variação do atraso ionosférico é denominada de gradiente ionosférico, permitindo verificar a variabilidade da região de operação do GBAS, proveniente das irregularidades e fenômenos ionosféricos que afetam os sinais GNSS. A determinação do gradiente ionosférico faz parte do estudo do modelo de risco ionosférico, na qual as irregularidades ionosféricas são modeladas como uma frente que avança sobre uma região com uma largura e uma velocidade, resultado na variabilidade do atraso (mesmo em curtas distâncias) (PEREIRA, 2018). Na Figura 7, visualiza-se a representação do gradiente ionosférico.

Figura 7 - Representação do gradiente ionosférico.



Fonte: Adaptado de Srivinas et al., 2014.

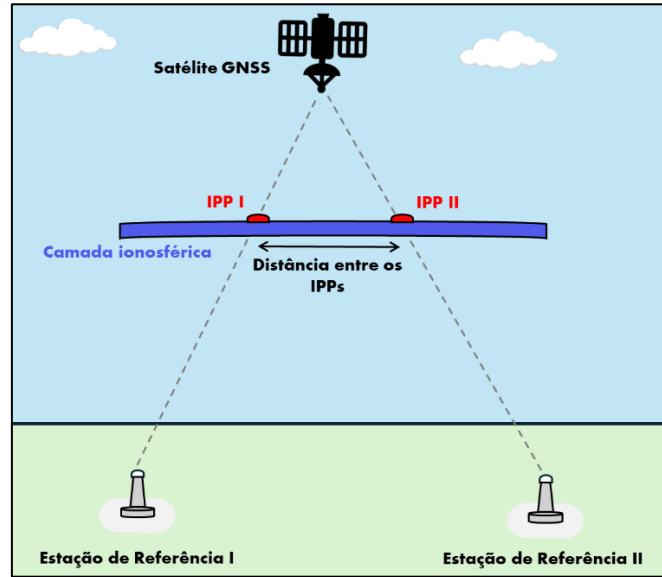
A determinação do gradiente ionosférico aborda as irregularidades ionosféricas como uma frente contendo uma espessura e comprimento, conduzindo-se sobre uma região contendo uma certa velocidade. O gradiente ionosférico tem por função a descrição da variação do atraso ionosférico no espaço e tempo do avanço da frente ionosférica. De acordo com Lee et al. (2007) e Budtho et al. (2020), estima-se o gradiente pelos métodos *Mixed-par*, *Station-Pair* e *Time-Step*.

No método *Station-Pair* determina-se a variação do atraso ionosférico, em mm/km, entre duas estações de referência que rastreiam o mesmo satélite simultaneamente. O atraso ionosférico é calculado no IPP (*Ionospheric Pierce Point*), para cada estação, na qual é o ponto onde os sinais GNSS cruzam a camada ionosférica numa altitude aproximada de 350 km. Neste método é aplicado a estimativa dos gradientes com base em uma rede de estações de referência espaçadas por dezenas a centenas de quilômetros. Assim, o gradiente ionosférico (∇_{sp}^S) é estimado a partir da divisão entre a diferença do atraso ionosférico (I_{r1}^S e I_{r2}^S , para cada estação), pela distância entre os IPPs ($D_{IPP(r1r2)}$), podendo ser utilizada a distância entre as estações, como visualizado na Equação (29) (LEE et al., 2007).

$$\nabla_{sp}^S = \frac{I_{r1}^S - I_{r2}^S}{D_{IPP(r1r2)}}. \quad (29)$$

A configuração do método *Station-Pair*, para estimativa do gradiente ionosférico, pode ser visualizada na Figura 8.

Figura 8 - Configuração do método *Station-Pair*.



Fonte: Adaptado de Lee et al., 2007.

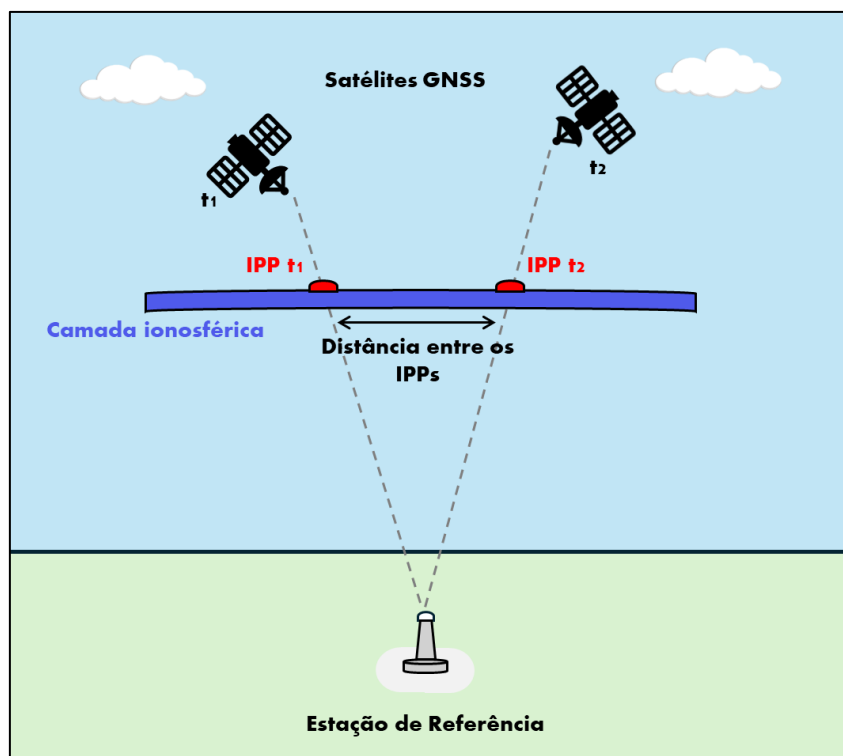
Similar ao método *Station-par*, o *Mixed-par* envolve a seleção de pares de IPPs a partir de qualquer satélite e receptor, utilizando diferentes comprimentos de linhas de base para calcular o atraso ionosférico. Contudo, este método requer o uso de duas frequências distintas e, devido à variação das linhas de base impede a fixação direta das ambiguidades inteiras. Mais informações sobre este método podem ser encontradas em Budtho et al. (2020).

No método *Time-Step*, a determinação do gradiente (∇_{ts}^S) é realizada utilizando apenas uma estação de referência, sendo a razão da diferença do atraso ionosférico nas épocas t_1 e t_2 (I_{t1}^S e I_{t2}^S), pela distância ($D_{IPP(t1t2)}$) que separa os IPPs em cada época, visualizado pela Equação (30) (LEE et al., 2007).

$$\nabla_{ts}^S = \frac{I_{t1}^S - I_{t2}^S}{D_{IPP(t1t2)}}. \quad (30)$$

De acordo com Lee et al. (2007), a diferença de tempo ($t_1 - t_2$) resultando em 30 s, dependendo do ângulo de elevação, pode significar uma distância de aproximadamente 10 km, sendo este valor inferior ao raio da área de cobertura do GBAS (aproximadamente 42 km). A configuração do método *Time-Step*, para estimativa do gradiente ionosférico, pode ser visualizada na Figura 9.

Figura 9 - Configuração do método *Time-Step*.



Fonte: Adaptado de Lee et al., 2007.

Em ambos os métodos, *time-step* e *station-pair*, a inclusão da variável temporal por meio do *time-step* na modelagem dos gradientes ionosféricos dificulta a estimativa dos próprios gradientes ionosféricos, uma vez que passam a coexistir efeitos de decorrelação espacial e temporal (LEE et al., 2007).

O modelo de risco ionosférico busca reduzir erros do atraso ionosférico no GNSS, estabelecendo limites seguros para suas variações (ROBERT et al., 2018). O modelo além de determinar o gradiente, deve-se calcular a incerteza do gradiente ionosférico, com base no parâmetro Sigma VIG (*Vertical Ionosphere Gradient* - σ_{vig}). O parâmetro σ_{vig} é enviado pelo subsistema do solo, a partir das mensagens MT02, para a aeronave (SAITO et al., 2017).

2.5. Monitores de Integridade do GBAS

De acordo com Pullen et al. (2017), as normas e os requisitos de desempenho para os níveis de aproximação de precisão GAST D e F estabelecem que devem ser implementadas os monitores de integridade para identificação de falhas, tais como o Monitor de Gradiente Ionosférico ao nível das estações de referência e aeronave, Monitor de Perdas de Ciclo e o Monitor CCD (Elimina a divergência entre as medidas do código e fase da onda portadora).

2.5.1. Monitor de Gradiente Ionosférico

No serviço de aproximação de precisão GAST C do GBAS, o monitoramento do gradiente ionosférico é realizado exclusivamente no subsistema de solo. Já nos serviços GAST D, F e X este monitoramento é realizado por parte de ambos os subsistemas, sendo de solo e aeronave, contendo monitores mais robustos para a detecção da decorrelação espacial do atraso ionosférico (FELUX et al., 2017; PULLEN et al., 2017; MURPHY et al., 2021).

Encontra-se uma metodologia em Felux et al. (2017), na qual realiza o monitoramento do gradiente ionosférico utilizando dados GNSS de dupla frequência, sendo de responsabilidade da aeronave detectar condições anômalas associadas aos gradientes ionosféricos. A metodologia proposta se baseia em uma estatística de teste (I_{test}) da somatória do atraso ionosférico da aeronave (I_{air}) com o atraso ionosférico de pseudodistância formado pelas correções de pseudodistância (I_{PRC}), semelhante ao que ocorre na determinação do atraso ionosférico na frequência L1 a partir de medições de pseudodistância, conforme visualizado na Equação (31).

$$I_{test}(t) = |I_{air} + I_{PRC}|_t^s. \quad (31)$$

A soma presente na Equação (31) é realizada pois a estimativa de I_{PRC} tem sinal oposto ao valor das observações de pseudodistância. Em condições em que não existe um gradiente ionosférico significativo, o I_{test} é pequeno e constituído principalmente de ruído. No entanto, à medida que a decorrelação do atraso ionosférico entre a estação terrestre e a aeronave aumenta, este valor também cresce.

O atraso ionosférico é calculado a partir da combinação das frequências L1 e L5, que, no caso do I_{air} , é determinado pela Equação (32).

$$\tilde{I}_{air,s}(t) = \frac{f_{L5}^2}{f_{L1}^2 - f_{L5}^2} (P_{filt,L5} - P_{filt,L1})_t^s, \quad (32)$$

em que:

- $P_{filt,L1}$ e $P_{filt,L5}$ são as pseudodistâncias filtradas nas frequências L1 e L5, respectivamente.

O atraso ionosférico de pseudodistância formado pelas correções de pseudodistância é referente ao subsistema de solo, no qual é determinado em função da subtração das correções de pseudodistância, para cada frequência, com suas respectivas

taxas de variação (RRC) multiplicadas pela diferença entre a época de medição e o tempo de geração das correções (Δt), conforme mostrado na Equação (33).

$$\tilde{I}_{PRC,s}(t) = \frac{f_{L5}^2}{f_{L1}^2 - f_{L5}^2} [(PRC_{L5} + \Delta t * RRC_{L5}) - (PRC_{L1} + \Delta t * RRC_{L1})]_t^s. \quad (33)$$

Para a obtenção dos termos I_{air} e I_{PRC} , deve-se remover a média das n estimativas de atraso ionosférico, para o mesmo conjunto de satélite e constelação, e assim obter uma única medida de atraso para cada satélite, conforme visualizado nas Equações (34) e (35).

$$I_{air,s}(t) = \left(\tilde{I}_{air,s} - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \tilde{I}_{air,i} \right)_t^s, \quad (34)$$

$$I_{PRC,s}(t) = \left(\tilde{I}_{PRC,s} - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \tilde{I}_{PRC,i} \right)_t^s. \quad (35)$$

O método de monitoramento dos gradientes ionosféricos proposto por Felux et al. (2017), estabelece que a definição dos limites de tolerância seja baseada no domínio das posições, contendo uma probabilidade de 10^{-9} para a detecção de perdas de satélites pelo monitor, assumindo que os erros aleatórios e os ruídos são dados pela Equação (36).

$$I_{test}(t) \leq \left(\frac{E_{v,iono}}{|G_{vert}|} - 6,1 * \sigma_{monitor} \right)_t^s. \quad (36)$$

O termo $E_{v,iono}$ consiste na projeção do erro na posição vertical associado à ionosfera, sendo a projeção do erro *along track* ($E_{along\ track}$). A projeção é realizada pela relação geométrica, visualizada na Equação (37), utilizando o GPA (*Glide Path Angle*) que geralmente adota-se 3° .

$$E_{along\ track} = \frac{E_{v,iono}}{\tan(\theta_{GPA})}. \quad (37)$$

Já o termo $\sigma_{monitor}$ é constituído pelas incertezas dos ruídos provenientes dos subsistemas de solo (σ_{gnd}) e da aeronave (σ_{air}), para as frequências L1 e L5, como visualizado na Equação (38).

$$\sigma_{monitor}(t) = \frac{f_{L5}^2}{f_{L1}^2 + f_{L5}^2} (\sqrt{\sigma_{gnd,L1}^2 + \sigma_{air,L1}^2 + \sigma_{gnd,L5}^2 + \sigma_{air,L5}^2})_t^s. \quad (38)$$

A obtenção de altos gradientes ionosféricos podem afetar os sinais GNSS, prejudicando as observáveis levando a ocorrência de perdas de ciclo e divergência do código e fase (CCD), que podem ser identificados por monitores que serão detalhados a diante.

2.5.2. Monitor de Perda de Ciclos

O efeito denominado perda de ciclo (*cycle slip*) é caracterizado pela descontinuidade do número inteiro de ciclos na observável fase da onda portadora, ocasionado pela perda temporária do sinal durante o processo de comunicação entre o satélite e o receptor. As principais justificativas para a causa desta descontinuidade podem ser as obstruções por objetos, a cintilação ionosférica, o baixo ângulo de elevação dos satélites, entre outros (SEEBER, 2003).

Quando se inicia o rastreo entre satélite-receptor, apenas a parte fracionária é reconhecida, enquanto a parte inteira de ciclos é desconhecida, denominada de ambiguidade. Ao passar das épocas, é incrementado um ciclo inteiro cada vez que a fase de batimento altera de 2π para 0. Caso não haja interrupções, o número inteiro se mantém constante a partir de um determinado período (MONICO, 2008).

A contagem de ciclos inteiros se reinicia quando ocorre uma perda ou degradação dos sinais dos satélites ocasionado por obstruções, multicaminho, baixa intensidade do sinal de satélites com baixo ângulo de elevação, altas variações da antena em aplicações cinemáticas, como em um receptor acoplado em aeronaves ou navios, além da atividade ionosférica. Entre duas épocas podem ocorrer saltos ocasionados pelas perdas de ciclo, que podem durar milhares de épocas, prejudicando o posicionamento GNSS degradando a acurácia das coordenadas estimadas (MONICO, 2008).

Em alguns receptores GNSS, as observações coletadas, possuem sinalizadores (*flags*) que alertam ao usuário sobre a ocorrência de uma perda de ciclo. No entanto, dentre as metodologias existentes para a detecção de perdas de ciclo, destaca-se a encontrada em Blewitt (1990) denominada de TurboEdit, na qual se baseia na utilização de dados de dupla frequência (L1 e L2).

O método TurboEdit utiliza as observáveis de pseudodistância e fase da onda portadora a fim de realizar a combinação linear *Wide-Lane*, na qual detecta a ocorrência

de perda de ciclo, podendo ser alterada para as frequências L1 e L5. Nas Equações (39) e (40), visualizam-se as formulações das observáveis fase (ϕ_{wl}^s) e pseudodistância (P_{wl}^s), respectivamente, para a combinação *Wide-Lane*.

$$\phi_{wl}^s(t) = \frac{f_{L1}\phi_{r,L1}^s(t) - f_{L5}\phi_{r,L5}^s(t)}{f_{L1} - f_{L5}}, \quad (39)$$

$$P_{wl}^s(t) = \frac{f_{L1}P_{r,L1}^s(t) - f_{L5}P_{r,L5}^s(t)}{f_{L1} - f_{L5}}. \quad (40)$$

Considerando que a observável pseudodistância não possui perda de ciclo, pode-se realizar a calibração da fase da onda portadora, obtida pela combinação *Wide-Lane*, a partir da diferenciação com a pseudodistância *Wide-Lane*, como visualizado na Equação (41).

$$N_{wl}^s(t) = \frac{(\phi_{wl}^s(t) - P_{wl}^s(t)) * (f_{L1} - f_{L5})}{c}. \quad (41)$$

Com isso, realiza-se uma estimativa recursiva da ambiguidade ($\langle N_{wl}^s \rangle_t$) e sua incerteza ($\sigma_{N,t}^2$):

$$\begin{aligned} \langle N_{wl}^s \rangle_t &= \langle N_{wl}^s \rangle_{t-1} + \frac{1}{t} ((N_{wl}^s)_t - \langle N_{wl}^s \rangle_{t-1}), \\ \sigma_{N,t}^2 &= \sigma_{N,t-1}^2 + \frac{1}{t} ([(N_{wl}^s)_t - \langle N_{wl}^s \rangle_{t-1}]^2 - \sigma_{N,t-1}^2). \end{aligned}$$

Contudo, o valor de $\sigma_{N,t}^2$ na época inicial assume-se como $0,5 * ((f_{L1} - f_{L5})/c)$. Considera-se como perda de ciclo quando o limiar $|\langle N_{wl}^s \rangle_{t+1}| < \langle N_{wl}^s \rangle_t + 4\sigma_{N,t}$ não for atendido, assim é realizado novamente a estimativa da ambiguidade (BLEWITT, 1990).

2.5.3. Monitor CCD

Em um sistema GBAS, utiliza-se a pseudodistância filtrada pela fase (Equação (3)), pelo Filtro de Hatch, para fins de minimização de erros, como multicaminho e demais ruídos advindos do receptor. Com isso, pode-se ajustar o modelo matemático da pseudodistância filtrada pela fase, conforme visualizado na Equação (42) (SUBIRANA et al., 2012).

$$P_{filt}(t_i) = \alpha P_{r,1}^s(t_i) + (1 - \alpha)[P_{filt}(t_{i-1}) + \lambda_1(\phi_{r,1}^s(t_i) - \phi_{r,1}^s(t_{i-1}))],$$

$$P_{filt}(t_i) = \phi_{r,1}^s(t_i) + (1 - \alpha)\langle P_{r,1}^s(t_{i-1}) - \phi_{r,1}^s(t_{i-1}) \rangle + \alpha(P_{r,1}^s(t_i) - \phi_{r,1}^s(t_i)),$$

$$P_{filt}(t_i) = \phi_{r,1}^s(t_i) + \langle P_{r,1}^s(t_i) - \phi_{r,1}^s(t_i) \rangle, \quad (42)$$

em que:

- $\langle P_{r,1}^s(t_i) - \phi_{r,1}^s(t_i) \rangle = (1 - \alpha)\langle P_{r,1}^s(t_{i-1}) - \phi_{r,1}^s(t_{i-1}) \rangle + \alpha(P_{r,1}^s(t_i) - \phi_{r,1}^s(t_i))$ corresponde à combinação código menos a fase da onda portadora (*Code Minus Carrier* - CMC), sendo obtido pelo valor médio calculado recursivamente.

A partir da combinação CMC, resta uma tendência (*bias*) que é descrita como sendo a divergência de código e fase da onda portadora (CCD), devido ao aumento dos efeitos da camada ionosférica após a remoção dos termos semelhantes na CMC, conforme pode ser visualizado na Equação (43) (SUBIRANA et al., 2012).

$$\begin{aligned} P_{r,1}^s(t_i) - \phi_{r,1}^s(t_i) = & \left[\rho_r^s(t, t - \tau_r^s) + c \left(dt_r(t) + d_{r,j}^s(t) + \Delta d_{r,j}^s(t) \right) - c \left(dt^s(t - \tau_r^s) + d_j^s(t - \tau_r^s) \right) \right. \\ & \left. + T_r^s + \mu_j^s I_r^s(t) + \varepsilon_{PD_{r,j}}^s \right] \\ & - \left[\rho_r^s(t, t - \tau_r^s) + c \left(dt_r(t) + d_{r,j}^s(t) + \Delta d_{r,j}^s(t) \right) - c \left(dt^s(t - \tau_r^s) + d_j^s(t - \tau_r^s) \right) \right. \\ & \left. + T_r^s - \mu_j^s I_r^s(t) + \lambda (N_r^s + \delta_r - \delta^s) + \varepsilon_{\phi_{r,j}}^s \right], \end{aligned}$$

$$CMC_{r,1}^s(t_i) = 2\mu_j^s I_r^s(t) - \lambda (N_r^s + \delta_r - \delta^s) + \varepsilon_{PD_{r,j}}^s \phi_{r,j}^s. \quad (43)$$

O termo $\lambda(N_r^s + \delta_r - \delta^s)$ presente na Equação (43), denominado de ambiguidade, se mantém constante em alguns minutos. No entanto, a CMC acarreta a duplicação do termo da ionosfera (atraso ionosférico), considerando que a ionosfera sofre pequenas variações. Quando a ionosfera sofre grandes variações, pode afetar a acurácia da pseudodistância filtrada, ocasionando erros posicionais. Assim, o monitor do valor de CCD pode auxiliar na identificação de altos valores de gradientes ionosféricos, que podem ocorrer na área de cobertura do sistema GBAS (SUBIRANA et al., 2012).

Para os serviços GBAS GAST D e F, o monitor CCD deve existir em ambos os subsistemas, aeronave e solo, a fim de identificar o valor de divergência ocasionado por anomalias ionosféricas (FELUX et al., 2017; JIANG et al., 2017). Na literatura, mas especificamente em Jiang et al. (2017), encontra-se uma metodologia para um monitor

CCD fazendo uso da taxa de mudança da CMC ($dCMC$ – calculada pela diferenciação das CMC da época atual e anterior) em razão da taxa de amostragem dos dados GNSS, como visualizado na Equação (44).

$$dCMC_r^s(t) = \frac{CMC_r^s(t) - CMC_r^s(t-1)}{\Delta t} = 2\dot{I}_r^s(t) + \dot{\epsilon}_r^s(t). \quad (44)$$

Ao analisar a Equação (44), nota-se que os erros remanescentes são visualizados na forma de taxas de variação do atraso ionosférico ($\dot{I}_r^s$) e de demais ruídos ($\dot{\epsilon}_r^s$), devido que com a pseudodistância filtrada é possível remover grande parte do *bias* com pequenas variações. Com estes erros remanescentes, realiza-se uma suavização destes por meio de dois filtros passa baixa de primeira ordem em cascata ($F_{r,1}^s$ e $F_{r,2}^s$), conforme visualizado nas Equações (45) e (46) (FELUX et al., 2017; JIANG et al., 2017).

$$F_{r,1}^s(t) = (1 - \alpha) F_{r,1}^s(t-1) + \alpha dCMC_r^s(t), \quad (45)$$

$$F_{r,2}^s(t) = (1 - \alpha) F_{r,2}^s(t-1) + \alpha F_{r,1}^s(t). \quad (46)$$

De acordo com as normas RTCA DO-253C (2008), o limite para o indicativo de falha CCD é 0,0415 m/s. Com a detecção de falha, o satélite deve ser removido entre um intervalo de 2 segundos se atender as seguintes condições, simultaneamente, sendo (PULLEN et al., 2017):

- Detectar falha CCD;
- Tempo percorrido desde a decolagem ser superior a 5 minutos;
- Velocidade calculada em solo for superior a 55,56 km/h (ou 30 nós);
- Posição estimada estiver dentro da área de aproximação final.

2.6. Combinação *Divergence-Free*

A combinação linear *Divergence-Free* (DFree) utiliza duas frequências GNSS (i, j), tendo por objetivo a minimização do atraso ionosférico de entrada no filtro de suavização, além de remover a divergência de código e fase da onda portadora (CCD). As Equações (47) e (48) mostram as observáveis pseudodistância e fase DFree (HWANG et al., 1999; CIRCIU, 2020; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$P_{DFree} = P_{r,i}^s, \quad (47)$$

$$\lambda\phi_{DFree} = \phi_{r,i}^s - \frac{2f_j^2}{f_j^2 - f_i^2}(\phi_{r,i}^s - \phi_{r,j}^s). \quad (48)$$

Contudo, para realizar a filtragem da pseudodistância, deve-se aplicar a subtração do código (ou pseudodistância) menos a fase (CMC) para a remoção dos efeitos da camada ionosférica, de acordo com a Equação (49) (HWANG et al., 1999; CIRCIU, 2020; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$CMC_{DFree} = P_{r,i}^s - \lambda\phi_{DFree}. \quad (49)$$

Ao desenvolver a Equação (49), resulta-se na Equação (50).

$$CMC_{DFree} = P_{r,i}^s - \left(-I_i + N_i + \varepsilon_{\phi_{r,i}}^s - \frac{2f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} \left[-(I_i - I_j) + (N_i - N_j) + (\varepsilon_{\phi_{r,i}}^s - \varepsilon_{\phi_{r,j}}^s) \right] \right). \quad (50)$$

Observando a Equação (50), tem-se que o atraso ionosférico (I_i e I_j) pode ser removido a partir da relação observada nas Equações (51), (52) e (53) (HWANG et al., 1999; CIRCIU, 2020; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$I_i = \frac{1}{f_i^2}; I_j = \frac{1}{f_j^2}, \quad (51)$$

$$I_i - I_j = \left(1 - \frac{f_i^2}{f_j^2} \right) I_i, \quad (52)$$

$$\frac{2f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} [-(I_i - I_j)] = -\frac{2f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} \left(-\left(1 - \frac{f_i^2}{f_j^2} \right) I_i \right) = 2I_i. \quad (53)$$

Realizando a substituição da Equação (53) na Equação (50), tem-se o modelo matemático da CMC com os efeitos da ionosfera eliminados. A componente ambiguidade, pode ser constante ao decorrer do tempo, podendo ser considerada de maneira que a CMC tenha apenas os efeitos de multicaminho e ruídos das observáveis GNSS utilizadas. A Equação (54), ilustra a eliminação dos efeitos da ionosfera, a Equação (55) resulta na desconsideração da ambiguidade e a Equação (56) mostra o modelo matemático final da CMC (HWANG et al., 1999; CIRCIU, 2020; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$CMC_{DFree} = P_{r,i}^s - \left(-I_i + N_i + \varepsilon_{\phi_{r,i}}^s + 2I_i - \frac{2f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} [(N_i - N_j)] - \frac{2f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} (\varepsilon_{\phi_{r,i}}^s - \varepsilon_{\phi_{r,j}}^s) \right), \quad (54)$$

$$CMC_{DFree} = (I_i + \varepsilon_{P_{r,i}}^s) - I_i - \varepsilon_{\phi_{r,i}}^s + \frac{2f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} (\varepsilon_{\phi_{r,i}}^s - \varepsilon_{\phi_{r,j}}^s), \quad (55)$$

$$CMC_{DFree} = \varepsilon_{P_{r,i}}^s - \varepsilon_{\phi_{r,i}}^s + \frac{2f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} (\varepsilon_{\phi_{r,i}}^s - \varepsilon_{\phi_{r,j}}^s). \quad (56)$$

Ao adicionar a medição da fase da onda portadora ($\phi_{r,i}^s$) na Equação (56), tem-se a pseudodistância filtrada e livre de divergência do código e da fase ($P_{filt,DFree}$), de acordo com a Equação (57), desconsiderando os efeitos não modelados da fase (HWANG et al., 1999; CIRCIU, 2020; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$P_{filt,DFree} = \rho_{r,i}^s + I_i + \varepsilon_{P_{r,i}}^s. \quad (57)$$

Analisando a Equação (57), o termo da componente ionosférica advindo da pseudodistância medida ainda está presente na filtragem de pseudodistância, afetando o método devido à grandes gradientes ionosféricos (ROTONDO et al., 2015). De acordo com Circiu et al. (2014), o método da *DFree* tem a vantagem na detecção rápida de gradientes ionosféricos, devido ao termo que advém de a ionosfera não sofrer duplicação como ocorrente na filtragem de pseudodistância convencional (simples frequência).

2.7. Combinação *Ionosphere-Free*

A combinação linear *Iono-Free* (IF), ou combinação livre de ionosfera, tem por objetivo eliminar o atraso ionosférico da pseudodistância e fase da onda portadora. Esta combinação utiliza duas frequências GNSS (i, j) na qual são combinadas, podendo ser utilizada como entrada na filtragem de pseudodistância. As Equações (58) e (59) mostram o cálculo das observáveis IF pseudodistância e fase, respectivamente (CIRCIU et al., 2014; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$P_{IF} = \frac{f_i^2 P_{r,i}^s - f_j^2 P_{r,j}^s}{f_i^2 - f_j^2}, \quad (58)$$

$$\lambda \phi_{IF} = \frac{f_i^2 \phi_{r,i}^s - f_j^2 \phi_{r,j}^s}{f_i^2 - f_j^2}. \quad (59)$$

Com as Equações (58) e (59), calcula-se a combinação CMC, conforme a Equação (60) (CIRCIU et al., 2014; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$CMC_{IF} = \left[(I_i + \varepsilon_{P_{r,i}}^S) - \frac{f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} \left((I_i - I_j) + (\varepsilon_{P_{r,i}}^S - \varepsilon_{P_{r,j}}^S) \right) \right] - \left[-I_i + N_i + \varepsilon_{\phi_{r,i}}^S - \frac{f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} \left(-(I_i - I_j) + (N_i - N_j) + (\varepsilon_{\phi_{r,i}}^S - \varepsilon_{\phi_{r,j}}^S) \right) \right]. \quad (60)$$

Aplicando as mesmas operações matemáticas realizadas no Capítulo 2. nas Equações (52) e (53) e substituindo na Equação (60), irá resultar nas Equações (61) e (62) (CIRCIU et al., 2014; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

$$CMC_{IF} = \left[(I_i + \varepsilon_{P_{r,i}}^S) - I_i \left(-\frac{f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} \left((\varepsilon_{P_{r,i}}^S - \varepsilon_{P_{r,j}}^S) \right) \right) \right] - \left[-I_i + N_i + \varepsilon_{\phi_{r,i}}^S + I_i - \frac{f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} \left((N_i - N_j) - (\varepsilon_{\phi_{r,i}}^S - \varepsilon_{\phi_{r,j}}^S) \right) \right], \quad (61)$$

$$CMC_{IF} = \varepsilon_{P_{r,i}}^S - \frac{f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} (\varepsilon_{P_{r,i}}^S - \varepsilon_{P_{r,j}}^S) - \varepsilon_{\phi_{r,i}}^S - \frac{f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} (\varepsilon_{\phi_{r,i}}^S - \varepsilon_{\phi_{r,j}}^S). \quad (62)$$

Assim, inserindo a medição da fase da onda portadora na Equação (62), resulta-se na Equação (63), obtendo a pseudodistância filtrada pela fase livre da componente ionosférica (Equação (64)). Da mesma forma citado no Capítulo 2., as componentes de ambiguidade e erros não correlacionais também serão desconsiderados na Equação (64) (SUBIRANA et al., 2012).

$$P_{filt,IF} = \phi_{r,i}^S + CMC_{IF}, \quad (63)$$

$$P_{filt,IF} = \rho_{r,i}^S + \varepsilon_{P_{r,i}}^S - \frac{f_j^2}{f_j^2 - f_i^2} (\varepsilon_{P_{r,i}}^S - \varepsilon_{P_{r,j}}^S). \quad (64)$$

Observando a Equação (64), nota-se que não se encontra o termo da ionosfera, comparado com a combinação DFree e a filtragem de pseudodistância convencional, podendo proporcionar melhores resultados. No entanto, o ponto negativo desta combinação, é o crescimento do ruído advindo da utilização de medidas de dupla

frequência da pseudodistância, visualizado no termo de divisão entre as frequências utilizadas (CIRCIU et al., 2014; SANZ SUBIRANA et. al, 2013).

3. METODOLOGIA

3.1. Implementação do algoritmo e seleção dos dados

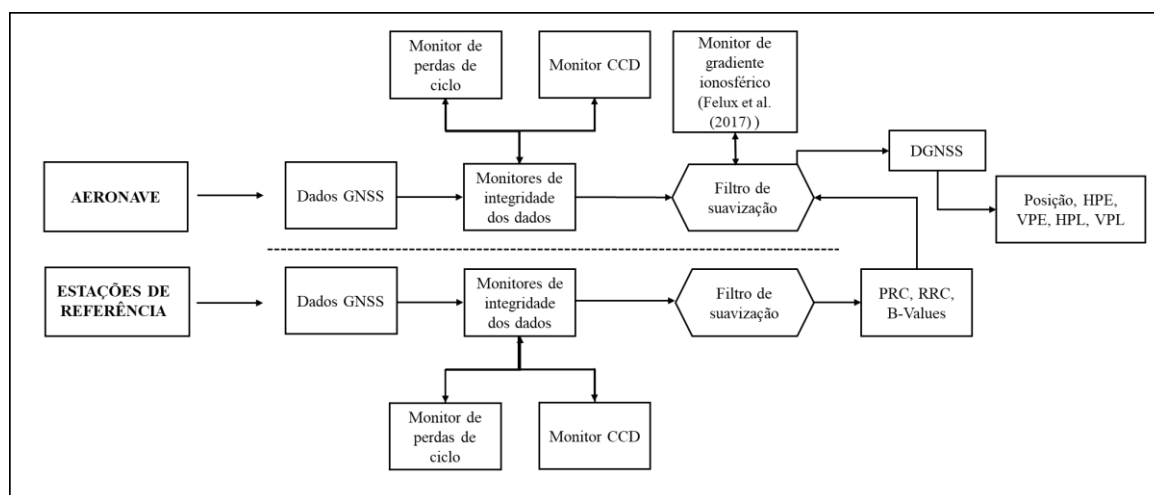
Neste capítulo será apresentada a metodologia aplicada para a implementação do algoritmo denominado de Protótipo Experimental UNESP GBAS e os períodos selecionados para avaliar o seu desempenho.

Para o desenvolvimento de um protótipo de GBAS, foi utilizado o *software* Matlab, onde foram realizadas as implementações da geração de correções diferenciais para estações de referência, os monitores de parâmetros do sistema de solo e da aeronave, além do posicionamento realizado na aeronave no contexto do GBAS.

Os monitores de parâmetros dos sistemas de solo e aeronave implementados são capazes de detectar possíveis inconsistências durante o processamento dos dados, sendo possível a eliminação ou não de uma determinada época ou satélite em razão de deterioração pela cintilação ionosférica ou demais erros que podem afetar os sistemas GNSS.

Para um melhor entendimento da metodologia do algoritmo, na Figura 10 será apresentado um fluxograma contendo as principais atividades e funções realizadas pelas implementações de solo e aeronave, dentro da estação de monitoramento GBAS. Essa estrutura foi desenvolvida em colaboração com o Grupo de Pesquisa GBAS vinculado ao Projeto GNSS NavAer, do INCT, e parte dos resultados foram publicados em De Souza et al. (2025) e Silva et al. (2023).

Figura 10 - Fluxograma do algoritmo.



Fonte: O Autor, 2025.

No programa Experimental UNESP GBAS, são utilizadas as observáveis pseudodistância e fase da onda portadora, das constelações GPS e Galileo nas frequências L1/L5 e E1/E5a, respectivamente, com 10° de elevação e 0,5 s de intervalo amostral. O filtro de suavização aplicado é o Filtro de Hatch, em que a constante de suavização foi definida conforme o estipulado por cada serviço GBAS. Foi utilizado para a os processamentos uma constante de 100 segundos (serviço GAST-C).

Ainda em relação a Figura 10, o monitor de perdas de ciclo foi implementado com base na metodologia aplicada por Blewitt (1990), conforme citado no Capítulo 2.5.2, denominado de TurboEdit. O monitor CCD foi implementado com base na metodologia adotada em Jiang et al. (2017), na qual se apresenta detalhadamente no Capítulo 2.5.3. O monitor de gradientes ionosféricos na aeronave, tem seu desenvolvimento detalhado no Capítulo 2.5.1.

Em relação ao subsistema da aeronave (Figura 10), foi implementado o método DGNSS o qual foi apresentado no Capítulo 2.3. Os valores de $\sigma_{pr_{gnd}}$, σ_{air} , σ_{tropo} e σ_{iono} foram determinados por modelos, de acordo com as Tabelas 4 e 5 (Para a categoria AAD - A) e Equações (17) e (16), respectivamente para GPS/Galileo L1/E1 e L5/E5a, adotando os parâmetros utilizados para CAT-I ou GAST-C.

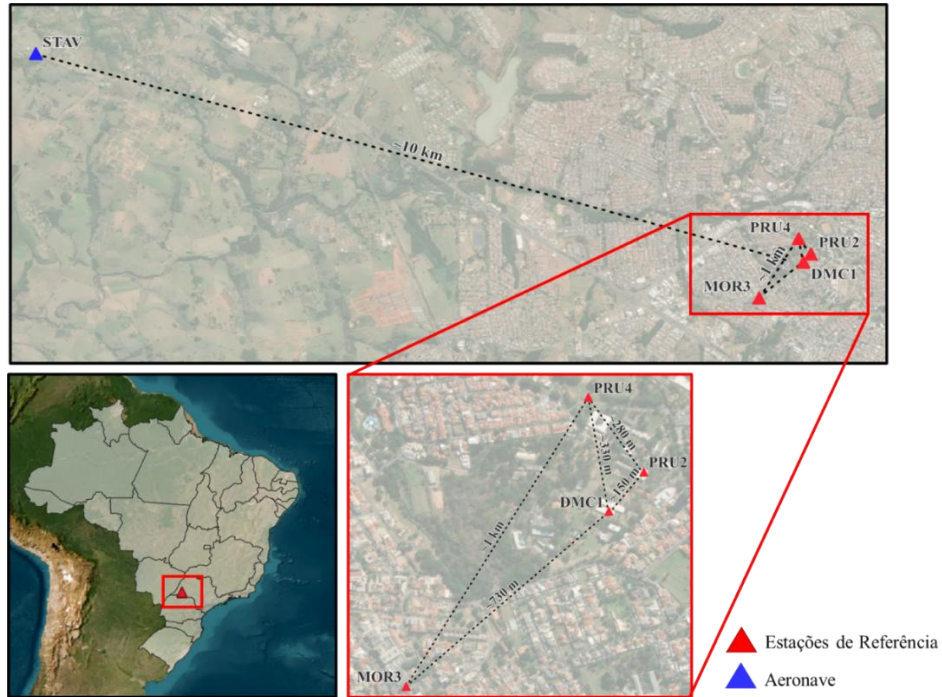
Para a implementação, foram utilizados dados das estações PRU2, PRU4, DMC1, MOR3 e STAV pertencentes a Rede INCT GNSS NavAer (MONICO et al., 2022), localizadas na cidade de Presidente Prudente, no oeste do estado de São Paulo. Essas estações dispõem de receptores Septentrio PolarRx5S. As estações PRU2, PRU4, DMC1 e MOR3 foram selecionadas para representar as estações de referência GBAS, e a estação STAV simulou uma aeronave em seu procedimento de pouso. Como a estação é estática, simulou-se um processamento de dados no modo cinemático. A Tabela 7 informa as coordenadas geodésicas (no referencial ITRF14) das estações utilizadas, e a Figura 11 ilustra a área de simulação utilizada para este projeto.

Tabela 7 - Coordenadas das estações utilizadas.

Estações	Latitude (GMS)	Longitude (GMS)	Altitude Geométrica (m)
PRU2	-22°07'19,3323"	-51°24'25,4861"	441.82
PRU4	-22°07'12,2912"	-51°24'30,6952"	433.08
DMC1	-22°07'23,0703"	-51°24'28,7699"	444.56
MOR3	-22°07'39,6630"	-51°24'47,8739"	454.14
STAV	-22°05'47,2843"	-51°29'59,5347"	430.43

Fonte: O Autor, 2026.

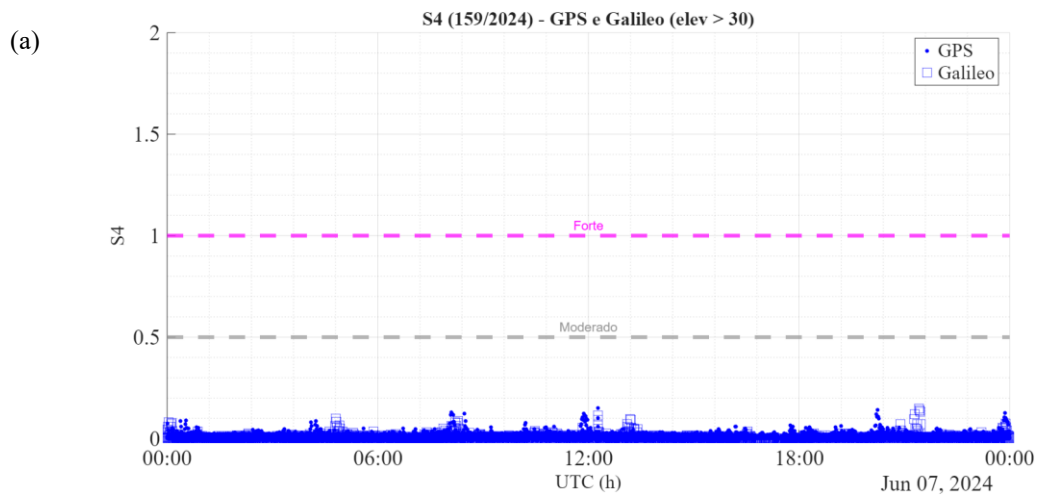
Figura 11 - Área de Simulação.

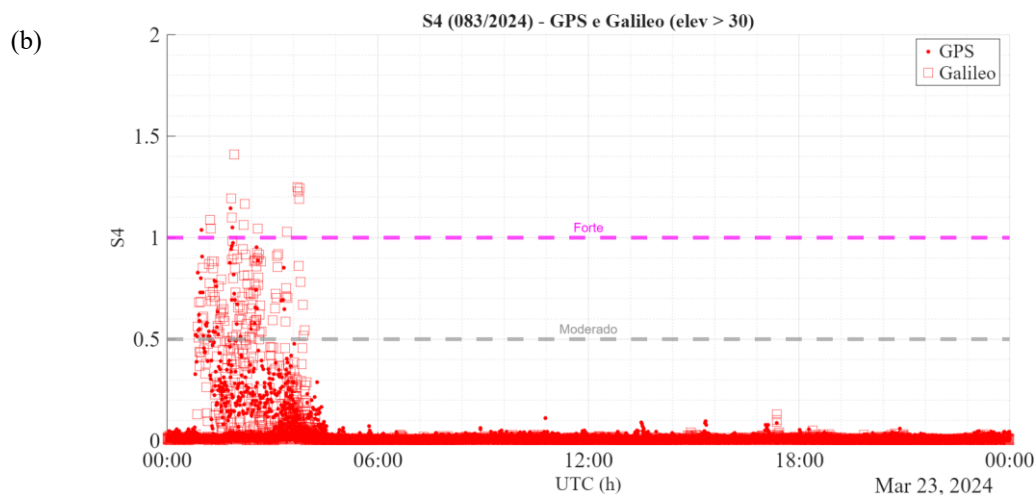


Fonte: O Autor, 2026.

Para a análise do desempenho das implementações, foi selecionado um dia sem ocorrência de cintilação ionosférica e um com ocorrência de atividade ionosférica intensa. O primeiro dia selecionado foi 07 de junho de 2024 (DOY 159/2024), onde durante o período de 0-24h UTC, observou-se fraca cintilação ionosférica. O comportamento do índice S4 conforme mostrado na Figura 12.a indica essa situação. O segundo dia utilizado foi 23 de março de 2024 (DOY 083/2024), tendo ocorrência de forte atividade ionosférica cujo comportamento do índice S4 está mostrado na Figura 12.b.

Figura 12 - Índice S4 dos dias utilizados. Em magenta, limiar que indica ocorrência de cintilação forte, e em cinza, limiar para ocorrência de cintilação moderada.





Fonte: Adaptado de ISMR Query Tool, 2026.

Para comparar os resultados obtidos pelo programa, foi utilizado o *software* de referência PEGASUS (*Prototype EGNOS GBAS Analysis System Using SAPPHIRE*). Desenvolvido pela EUROCONTROL (Organização Europeia para a Segurança da Navegação Aérea - *European Organization for the Safety of Air Navigation*) é um programa de computador utilizado para análise de desempenho da navegação aérea em termos de acurácia, integridade, continuidade e disponibilidade do GNSS e dos sistemas de aumento EGNOS e GBAS, a partir dos requisitos da ICAO. O sistema é estruturado em módulos do MARS (*Modular Analysis and Research System*), que permitem a conversão de dados GNSS das estações de referência em mensagens GBAS (tipos I, II e IV), o cálculo da posição da aeronave e dos níveis de proteção, a simulação e manipulação de dados transmitidos via VDB, além da geração de relatórios e gráficos (EUROCONTROL, 2025; EUCONTROL, 2003).

Os resultados foram analisados separadamente para o segmento de solo e para o segmento da aeronave, apenas para o dia sem ocorrência de cintilação ionosférica (DOY 159/2024), os quais são apresentados na seção 4.3. No solo, foi selecionado, entre os satélites visíveis, aquele com menor ocorrência de perdas de ciclo, no caso o G28 (PRN 28), a fim de realizar as análises de correções de pseudodistância transmitida SF L1/E1, SF L5/E5a e combinação IF. Para a aeronave, a avaliação envolveu a comparação dos erros de posição (PE) nas componentes vertical e horizontal, bem como dos níveis de proteção correspondentes, considerando apenas as combinações SF L1/E1 e IF, uma vez que o *software* PEGASUS não disponibiliza processamento de dados para a aeronave utilizando a combinação SF L5/E5a.

4. RESULTADOS

Neste capítulo são apresentados os resultados obtidos a partir da metodologia apresentada anteriormente. São apresentadas algumas análises sobre o desempenho do programa desenvolvido em condição ionosférica menos e mais intensa, respectivamente.

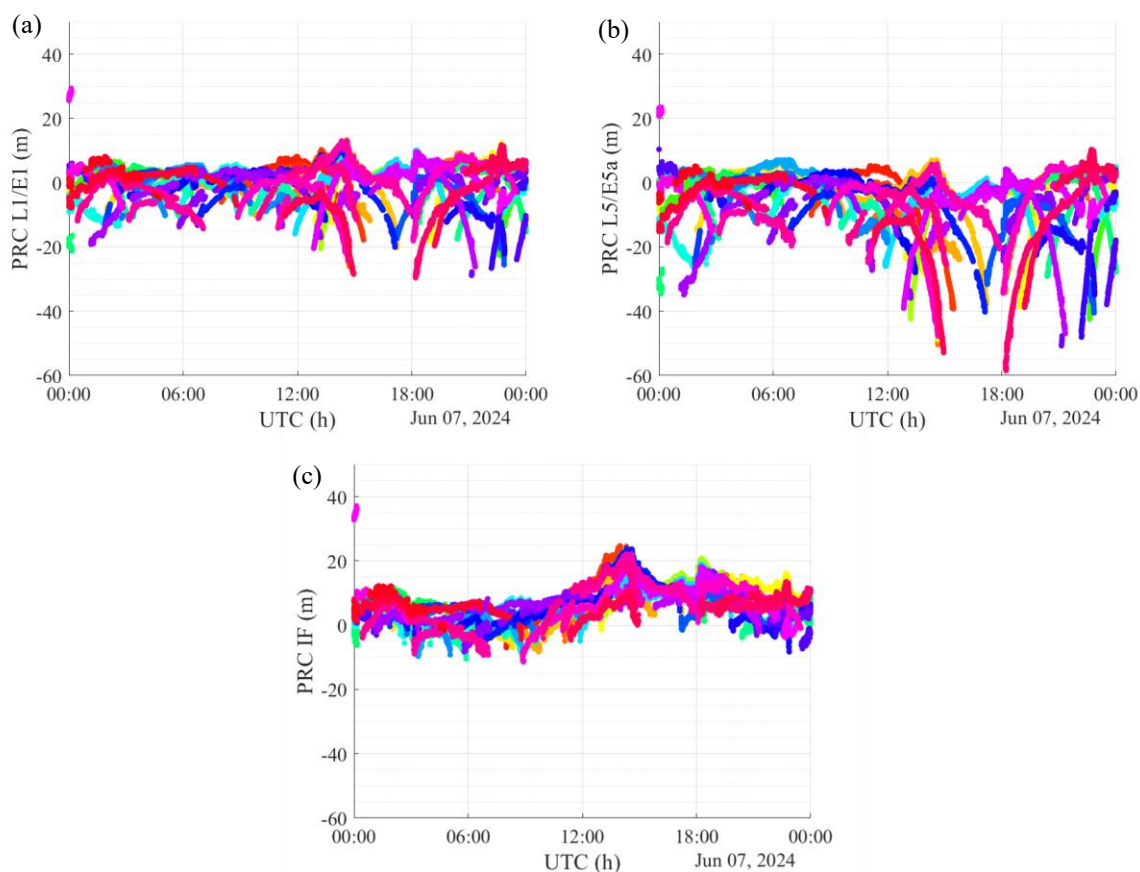
Para os dias com reduzida atividade ionosférica, serão apresentados para o subsistema de solo os resultados para as portadoras L1/E1, L5/E5a, em modo de simples frequência e para a combinação IF. Para o subsistema da aeronave são apresentados resultados apenas para as duas portadoras citadas. No dia de forte cintilação ionosférica, é adicionado os resultados e análises para a combinação IF no subsistema da aeronave.

4.1. Cenário de fraca cintilação ionosférica (DOY 159/2024)

4.1.1. Resultados do subsistema de solo

Na Figura 13 pode-se visualizar as PRCs geradas pelo Protótipo Experimental UNESP GBAS, sendo (a) e (b) para simples frequência utilizando L1/E1 e L5/E5a, respectivamente, e (c) para a combinação IF.

Figura 13 - PRCs transmitidas para a aeronave. Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) combinação IF.



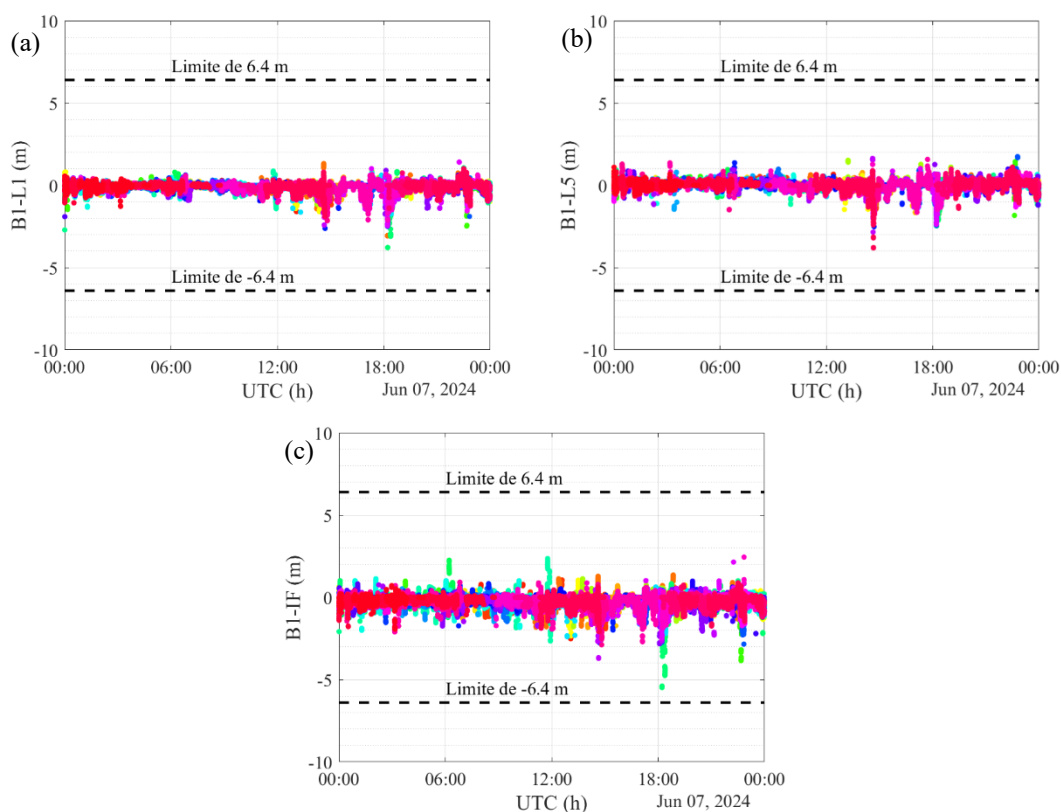
Fonte: O Autor, 2026.

De acordo com a Figura 13, nota-se que as correções de pseudodistância se comportaram de forma parabólica, tal como citado em Circiu (2020) e Silva et al. (2022). As variações foram de aproximadamente 10 a -30 metros para L1/E1 (a), de 10 a -60 metros para L5/E5a (b), e por fim, de 30 a -10 metros para IF (c).

Em relação às correções para a combinação IF, obteve-se um intervalo menor de valores de correções em relação as outras combinações. No entanto, observa-se uma maior quantidade de valores positivos podendo ser justificado como o aumento nos termos de multicaminho e demais ruídos ao combinar duas frequências (descrito matematicamente no Capítulo 2.7).

Na Figura 14 apresenta-se os parâmetros de integridade (B-Values) responsáveis pela verificação da consistência das correções de pseudodistância para cada estação utilizada. Neste trabalho considerou-se B1 (PRU2), B2 (PRU4), B3 (DMC1) e B4 (MOR3). Apenas os valores para B1 serão apresentados, sendo (a) e (b) para simples frequência utilizando L1/E1 e L5/E5a, respectivamente, e (c) utilizando a IF. Os demais valores de B-Values podem ser encontrados no APÊNDICE A.

Figura 14 - Parâmetros de integridade (B1). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a, e (c) IFree.



Fonte: O Autor, 2026.

Quanto mais próximos de zero forem os valores de B-Values, mais consistentes são as correções transmitidas. Ao se observar a Figura 14, nota-se que os B-Values variaram de -4 a 2 metros para L1/E1 (a) e L5/E5a (b), e de -5 a 3 metros para IF (c). Para esta estação, os B-Values da solução IF foram mais ruidosos do que os da solução SF, em ambas as portadoras. Isso pode ser justificado devido ao aumento nos termos de multicaminho e demais ruídos ao combinar duas frequências.

Para fins de comparação entre os valores de cada estação, a Tabela 8 apresenta as médias e os desvios-padrão obtidos para cada B-Value em cada estação utilizada. Uma graduação de cores foi utilizada para facilitar a interpretação, sendo tons de verde indicando valores médios mais próximos de zero (o valor esperado), enquanto tons de vermelho indicam maior afastamento, sugerindo a presença de efeitos sistemáticos. Para o desvio-padrão, o verde representa o menor valor dentro de cada coluna e o vermelho, o maior.

Tabela 8 - Média e desvio-padrão dos B-Values.

	SF L1/E1		SF L5/E5a		IF	
	Média (metros)	Desvio-Padrão (metros)	Média (metros)	Desvio-Padrão (metros)	Média (metros)	Desvio-Padrão (metros)
B1	-0,11660	0,1165	-0,00210	0,0967	-0,26150	0,1370
B2	0,01460	0,0778	0,47790	0,0804	-0,56390	0,1519
B3	0,00480	0,0786	-0,20670	0,0865	0,26570	0,1155
B4	0,10130	0,0682	-0,26860	0,1075	0,56780	0,1119

Fonte: O Autor, 2026.

Observando a Tabela 8, verifica-se que a SF L1/E1, de modo geral, possui as médias mais próximas de zero, o que sugere menor influência de erros sistemáticos. Em contrapartida, para a IF nota-se valores de média mais afastados de zero, especialmente nos B-Values B2 (-0,56390 metros) e B4 (0,56780 metros), podendo ser um indicativo de presença de efeitos sistemáticos, acarretado pelo aumento dos ruídos ao combinar duas frequências.

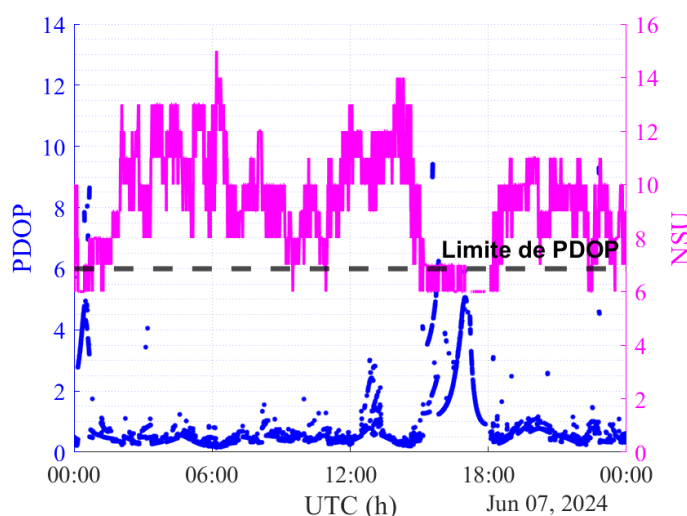
Em relação à precisão, os menores desvios-padrão são observados nas medições SF L1/E1, como em B4 (0,0682 m), enquanto os maiores estão associados à combinação IF, destacando-se o B2 (0,1519 m). Os resultados indicaram que a frequência L1/E1 tende a oferecer maior estabilidade e precisão, ao passo que a frequência L5/E5a e a combinação

IF demonstram maior variabilidade e suscetibilidade aos efeitos sistemáticos, dependendo do B-Value considerado.

4.1.2. Resultados do subsistema da aeronave

A partir dos resultados apresentados no domínio das estações de referência de solo, gerando as correções de pseudodistância e os B-Values, fez-se uso destas informações para a realização do posicionamento da aeronave na simulação GBAS. Com isso, conforme apresentado no Capítulo 3, considerou-se a estação STAV como aeronave, para a avaliação do algoritmo implementado. Na Figura 15 visualiza-se o PDOP juntamente com o número de satélites utilizados (NSU) durante o processamento pelo Protótipo Experimental UNESP GBAS, obtidos para ambas as portadoras, L1/E1 e L5/E5a.

Figura 15 - Número de satélites (NSU) e PDOP.

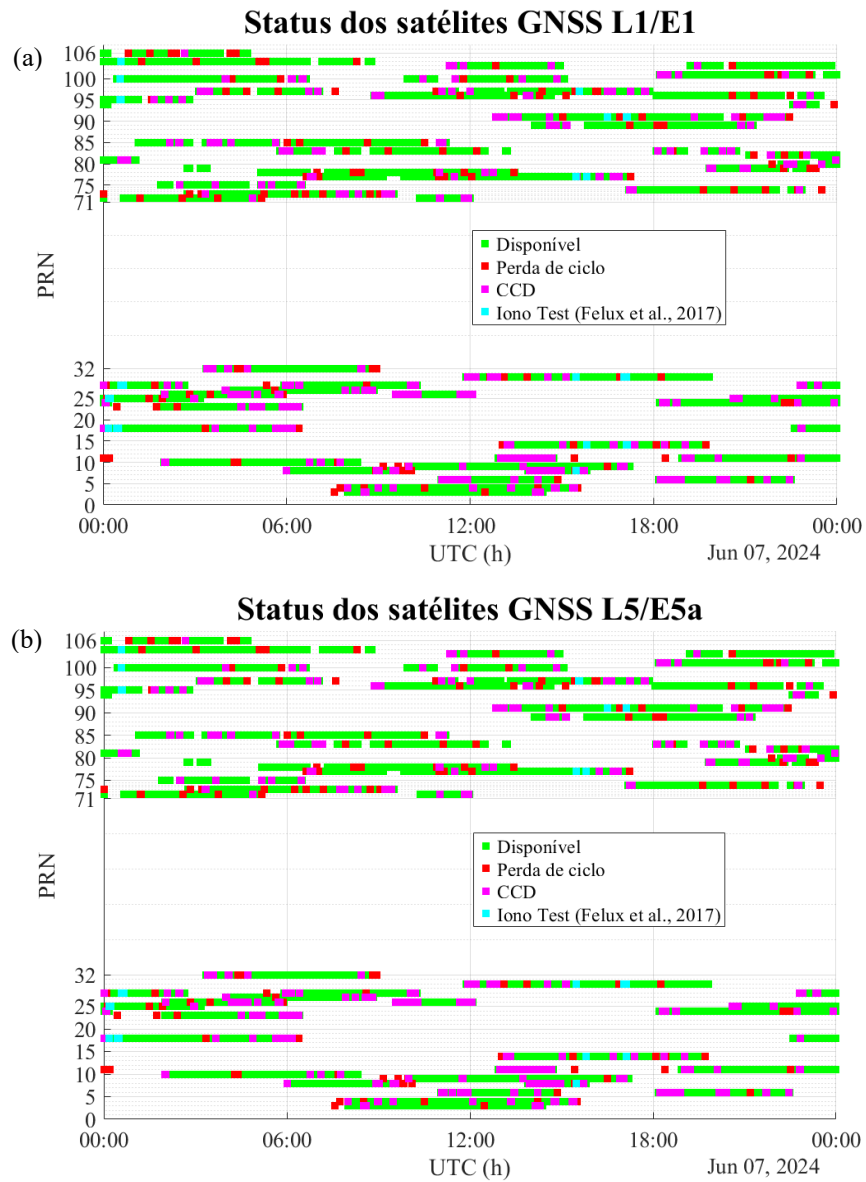


Fonte: O Autor, 2026.

Nota-se que na Figura 15 uma queda do número de satélites, em alguns casos inferior a 6, redução que ocorre devido aos monitores aplicados, de acordo com a metodologia apresentada no Capítulo 3, acarretando elevados valores de PDOP. Vale também ressaltar que apenas os satélites que rastreiam as frequências L1/E1 e L5/E5a.

A Figura 16 apresenta o *status* dos satélites GNSS nas bandas L1/E1 (a) e L5/E5a (b) ao longo do dia 7 de junho de 2024, destacando os períodos de disponibilidade dos sinais, bem como as épocas eliminadas pelas ocorrências de perda de ciclo, detecção por CCD e as falhas identificadas pelo monitor de gradientes ionosféricos proposto por Felux et al. (2017).

Figura 16 - Status dos satélites utilizados, (a) SF L1/E1 e (b) SF L5/E5a.



Fonte: O Autor, 2026.

Observando a Figura 16, o total de perdas de ciclos detectado foi de 252, sendo o satélite E27 (PRN 97) o que apresentou a maior quantidade de ocorrências, com 16 detecções. Como foi utilizado o detector de perdas de ciclo proposto por Blewitt (1990), que se baseia em observações de dupla frequência, as quantidades detectadas para SF L1/E1 e SF L5/E5a foram idênticas.

No que se refere às detecções de *Code Carrier Divergence* (CCD) na frequência L1/E1, o satélite E11 (PRN 81) apresentou a maior quantidade de ocorrências. Cerca de 78,8% das épocas disponíveis foram eliminadas devido à presença desse efeito, totalizando 6966 épocas (58 minutos) descartadas de um total de 8842 épocas (1 hora e 14

minutos) de dados disponíveis. Esse elevado percentual pode ser associado à sua baixa elevação, que se manteve abaixo de 30° , condição em que os efeitos atmosféricos e geométricos tendem a intensificar a ocorrência de erros.

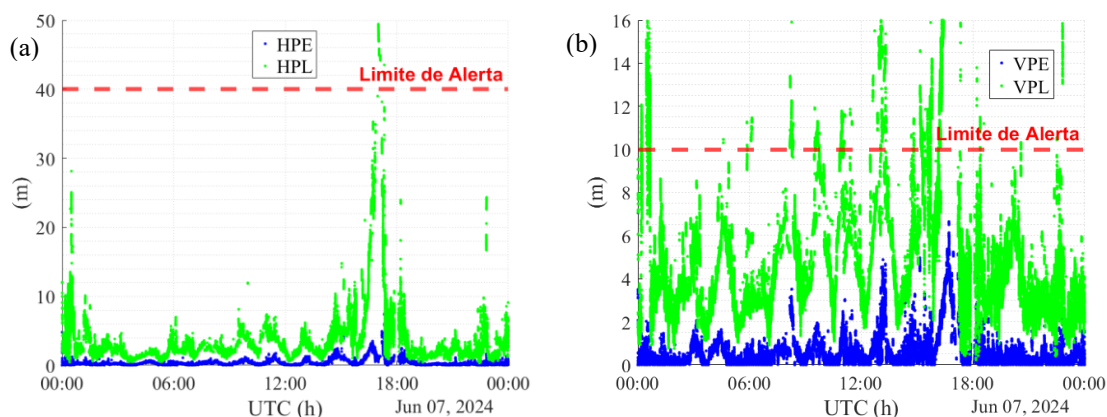
Por outro lado, o satélite G03 (PRN 3) apresentou a menor porcentagem de épocas eliminadas para a frequência L1/E1, com apenas 0,19%. Do total de 45950 épocas (6 horas e 23 minutos) disponíveis, apenas 87 épocas (43 segundos) foram descartadas devido à detecção de CCD. Essa baixa porcentagem pode ser explicada pela sua maior variação de elevação, entre 20° e 70° , condição que contribui para a redução de erros atmosféricos e de multicaminho.

Para a frequência L5/E5a, o satélite E11 (PRN 81) também apresentou uma alta quantidade de detecções de CCD, com aproximadamente 58,6% das épocas eliminadas, totalizando 5184 épocas (43 minutos). Em contrapartida, o satélite G04 (PRN 4) apresentou a menor porcentagem de eliminações para essa frequência, com apenas 0,03%, correspondente a 16 épocas eliminadas (8 segundos).

Em relação à detecção de altos gradientes ionosféricos por meio do método proposto por Felux et al. (2017) utilizando ambas as frequências, foi registrado um total de 37067 ocorrências. O satélite E25 (PRN 95) apresentou o maior número de detecções, totalizando 13110 detecções (1 hora e 49 minutos) em um intervalo de 2 horas e 20 minutos de dados disponíveis para este satélite.

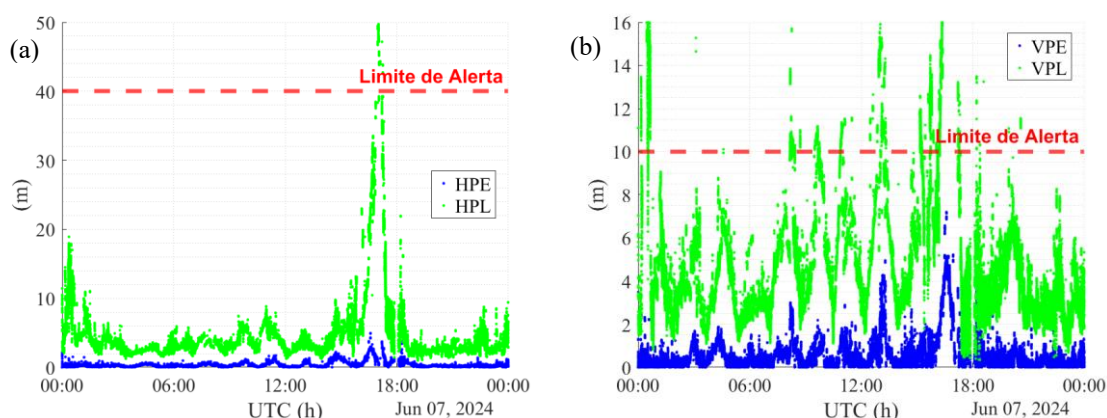
No domínio do sistema da aeronave, determina-se as estimativas de posição e os indicadores de integridade a fim de se realizar a análise de desempenho da simulação GBAS. Assim, na Figura 17 e na Figura 18 pode-se visualizar os erros de posição (HPE e VPE), níveis de proteção (HPL e VPL) e limite de alerta para a componente horizontal (a) e vertical (b) para L1/E1 e L5/E5a respectivamente. Os limites de alerta vertical e horizontal foram definidos com base na padronização estabelecida na RTCA DO-253C (2008). Ressalta-se, entretanto, que tais valores são mais rigorosos do que os estritamente necessários para o cenário analisado, uma vez que a aeronave considerada se encontra a aproximadamente 10 km da estação de referência, condição na qual os limites de alerta adotados seriam significativamente maiores.

Figura 17 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para SF L1/E1.



Fonte: O Autor, 2026.

Figura 18 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para SF L5/E5a.



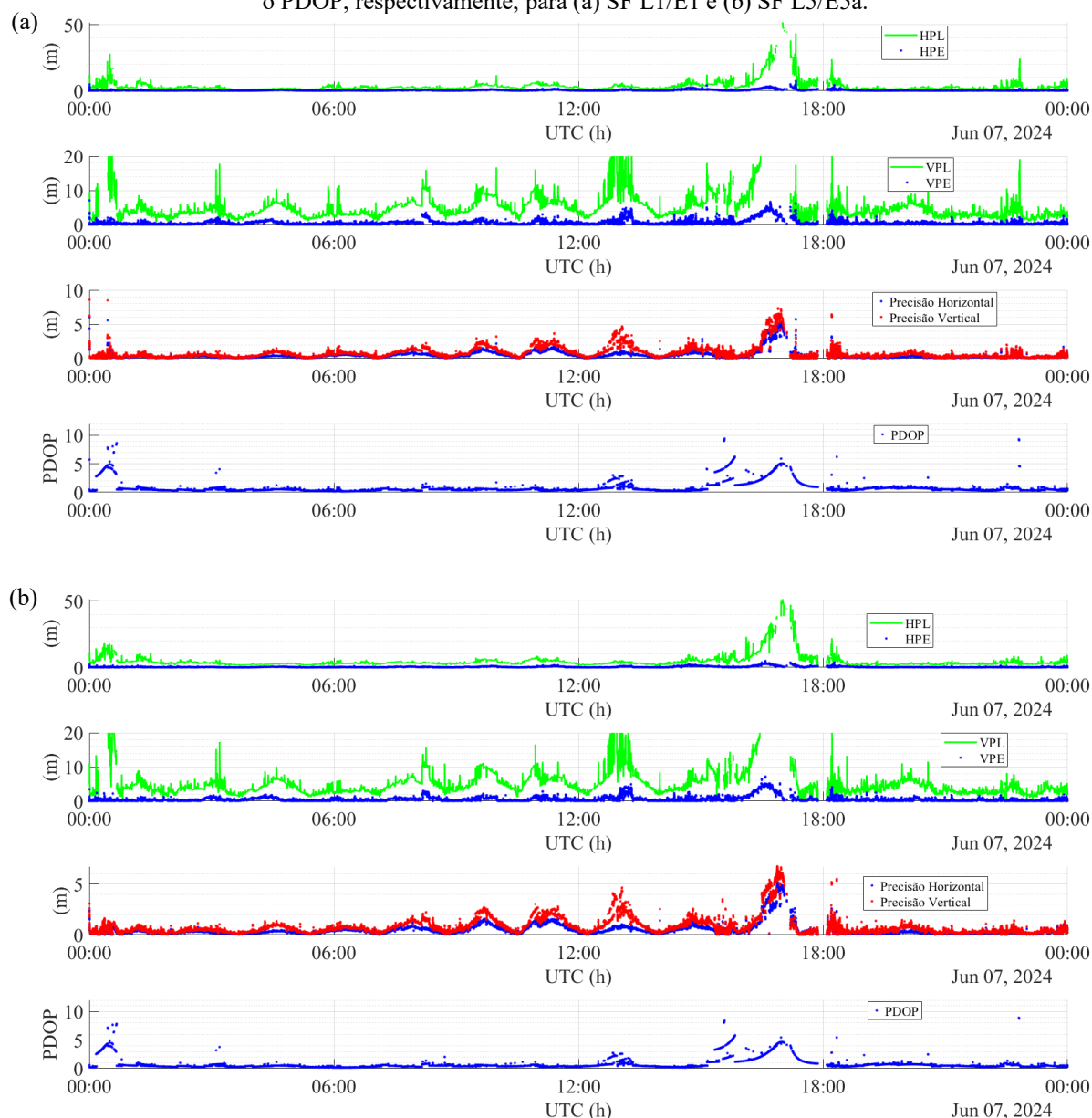
Fonte: O Autor, 2026.

De acordo com a Figura 17.a e Figura 18.a, pode-se visualizar que o comportamento do erro na componente horizontal se manteve praticamente abaixo do nível de proteção e do limite de alerta em todo o período de dados utilizado, garantindo a integridade da simulação. No caso da componente vertical, Figura 17.b e Figura 18.b, obteve um comportamento mais ruidoso, pois é a mais afetada pelos efeitos sistemáticos, sendo verificado pelos altos valores de níveis de proteção e erros de posição.

Ao analisar a componente horizontal, observa-se que, em determinados períodos (por volta das 18h UTC), ocorreram alguns picos no nível de proteção que ultrapassaram o limite de alerta estabelecido. De forma semelhante, na componente vertical, além do salto coincidente com o observado na componente horizontal, foram identificados outros picos entre 6h e 18h UTC que também excederam o limite de alerta vertical. A ocorrência desse problema em ambas as componentes pode ser justificada pelos elevados valores do

parâmetro PDOP, ocasionando a degradação da qualidade do posicionamento observada nessas ocasiões (Figura 19, sendo (a) para L1/E1 e (b) L5/E5a).

Figura 19 - Verificação da equivalência dos picos entre as componentes horizontal, vertical, suas precisões e o PDOP, respectivamente, para (a) SF L1/E1 e (b) SF L5/E5a.



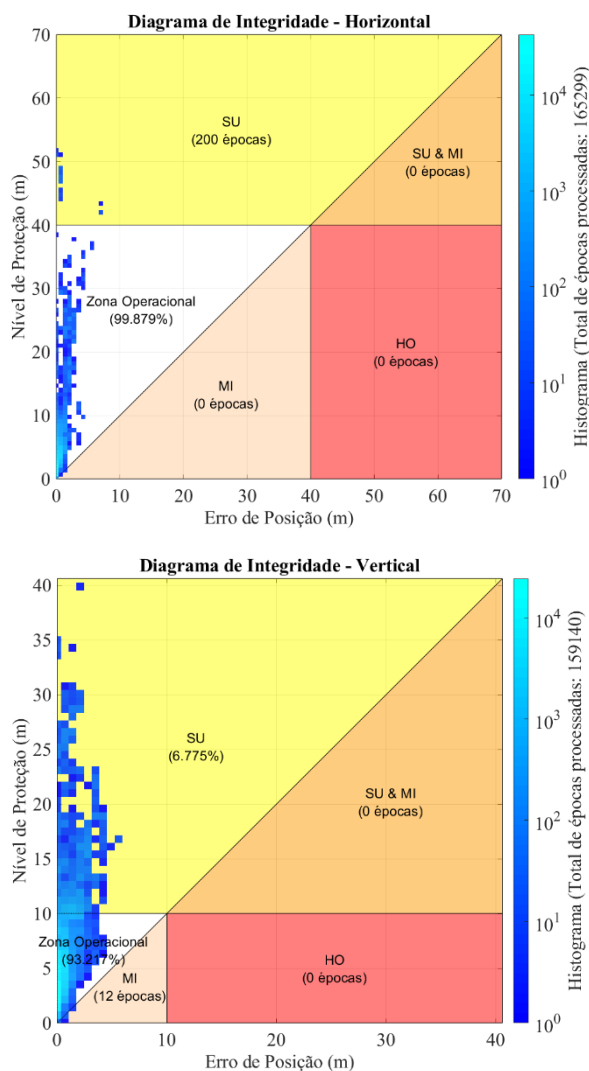
Fonte: O Autor, 2025.

Ao analisar a Figura 19, os picos ocorrem simultaneamente aos aumentos no valor do PDOP conforme esperado. Nota-se também que o comportamento dos níveis de proteção vertical (VPL) e horizontal (HPL) é bastante semelhante ao do PDOP.

Outra análise realizada consistiu na avaliação do desempenho da simulação com base nos indicadores de integridade obtidos nas componentes horizontal e vertical. Esses indicadores podem ser analisados por meio de gráficos conhecidos como *Stanford Plots*

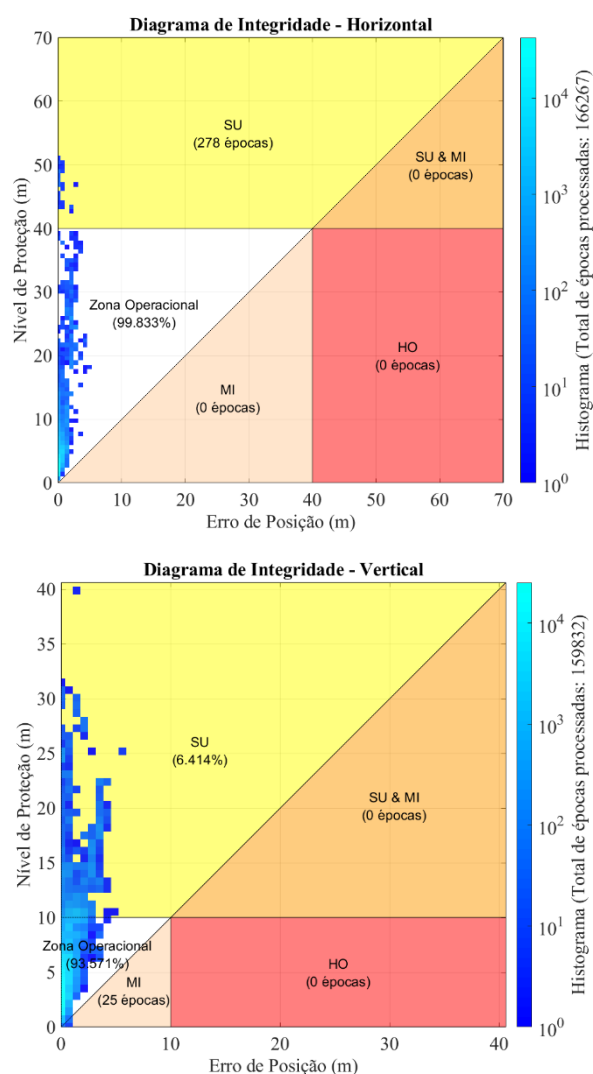
(ou Diagramas de Integridade), os quais ilustram a proporção de épocas que se encontram dentro do limite de alerta adotado. Esse tipo de representação facilita a compreensão da quantidade de épocas que permanecem dentro dos limites aceitáveis de erro (ou seja, abaixo dos níveis de proteção e dos limites de alerta). Na Figura 20, pode-se observar os *Stanford plots* gerados para as componentes horizontal e vertical, respectivamente, para L1/E1 e na Figura 21 para a portadora L5/E5a.

Figura 20 - *Stanford plots* das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para SF L1/E1.



Fonte: O Autor, 2026.

Figura 21 - *Stanford plots* das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para SF L5/E5a.



Fonte: O Autor, 2026.

O *Stanford Plot* apresenta o percentual de épocas operacionais na simulação, bem como o número de épocas em que há perda de integridade, classificadas como *Misleading Information* (MI, quando o erro de posição – PE – excede o nível de proteção – PL), *System Unusable* (SU, quando o nível de proteção – PL – ultrapassa o limite de alerta – AL) e *Hazardously Misleading Information* (HO ou HMI, quando o erro de posição – PE – ultrapassa o limite de alerta – AL) (TOSSAINT et al., 2007; ZABALEGUI et al., 2020).

A Tabela 9 apresenta uma análise numérica comparando as épocas operacionais, épocas com perda de integridade (MI), épocas que o sistema não esteve operacional (SU) e as épocas que se ocorreu HO, para cada componente utilizadas e de cada modo de processamento (SF L1/E1 e SF L5/E5a), respectivamente.

Tabela 9 - Análise de integridade para cada componente e em cada método de processamento utilizado.

Componente Horiz.		SF L1/E1	SF L5/E5a	Componente Vertical		SF L1/E1	SF L5/E5a
	Épocas Operacionais	99,879%	99,833%		Épocas Operacionais	93,217%	93,571%
	MI (PE > PL)	0%	0%		MI (PE > PL)	0,00754%	0,01564%
	SU (PL > AL)	0,121%	0,167%		SU (PL > AL)	6,775%	6,414%
	HO (PE > AL)	0%	0%		HO (PE > AL)	0%	0%

Fonte: O Autor, 2026.

Pode-se constatar que a componente horizontal apresentou 165299 épocas processadas para o método SF L1/E1 e 166267 para SF L5/E5a, de um total de 172800 épocas possíveis. Já para a componente vertical, para SF L1/E1 obteve-se 159140 épocas processadas e para SF L5/E5a teve-se 159832, de um total de 172800 épocas possíveis.

Analisando a Tabela 9, observa-se que a componente horizontal atendeu aos requisitos de integridade em quase todas as épocas em ambos os métodos de processamento, obtendo uma diferença de 890 épocas operacionais processadas (aproximadamente 8 minutos) entre o modo SF L1/E1 e SF L5/E5a. Por outro lado, a componente vertical atendeu os requisitos de integridade em aproximadamente 93,217% das épocas processadas para o modo SF L1/E1, e cerca de 93,571% para SF L5/E5a, obtendo uma diferença de 1210 épocas operacionais (aproximadamente 10 minutos).

No entanto, ainda na componente vertical, para o método SF L1/E1, em cerca 6,775% das épocas o nível de proteção superou o limite de alerta, e em aproximadamente 0,00754% das épocas o erro de posição foi superior ao PL. Para o modo SF L5/E5a, cerca de 6,414% das épocas apresentaram PL superior ao AL, e em 0,01564% das épocas o PE excedeu o PL.

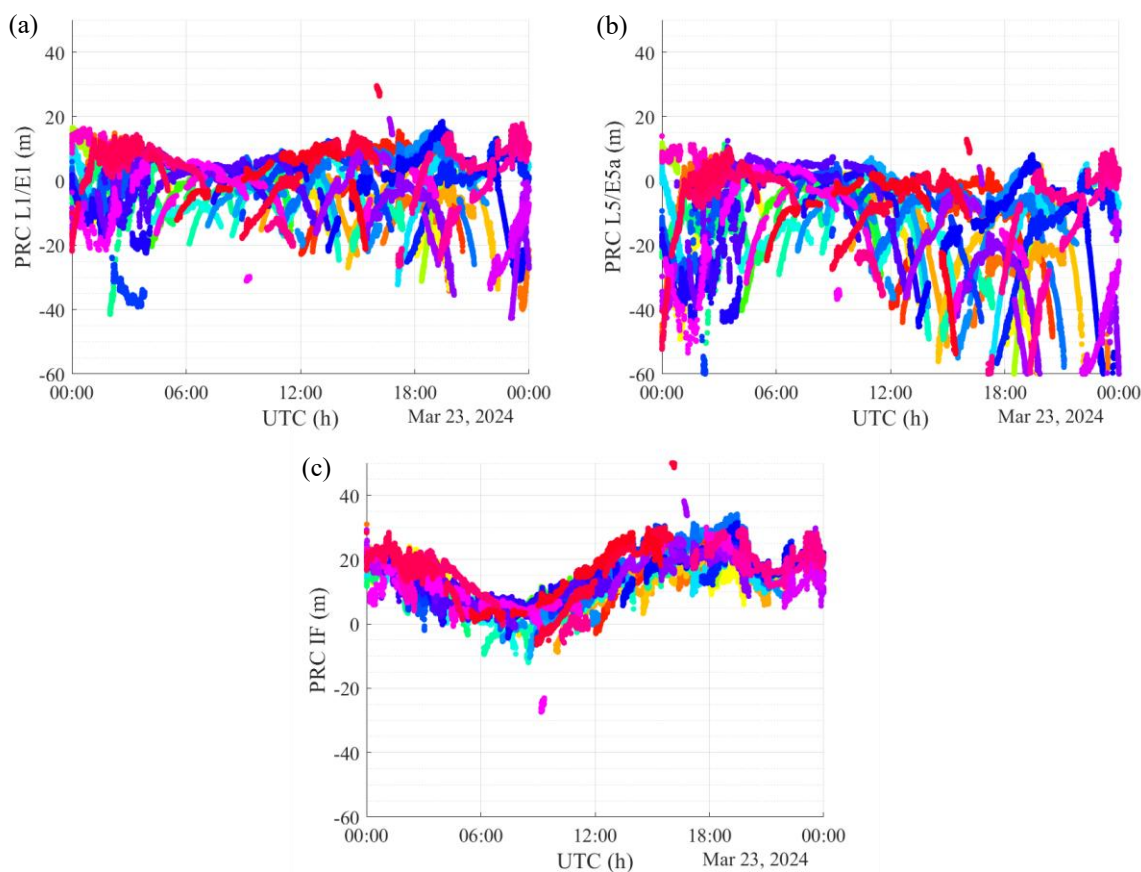
Com o intuito de avaliar a disponibilidade do sistema, adota-se como critério que o erro de posição não ultrapasse, simultaneamente, o limite de proteção e o limite de alerta, assim como que os próprios limites de proteção (PLs) devem ser inferiores ao limite de alerta (AL), em ambas as componentes (horizontal e vertical) simultaneamente. Considerando essas condições, o processamento em simples frequência L1/E1 apresentou 148346 épocas válidas de um total de 172800, correspondendo a 85,85% de disponibilidade. De forma análoga, para o processamento SF L5/E5a, foram obtidas 149543 épocas disponíveis, também de um total de 172800, o que representa 86,54% de disponibilidade.

4.2. Cenário de forte cintilação ionosférica (DOY 083/2024)

4.2.1. Resultados do subsistema de solo

Na Figura 22 pode-se visualizar as correções de pseudodistância geradas pelo programa desenvolvido, sendo (a) e (b) para simples frequência utilizando L1/E1 e L5/E5a, respectivamente, e (c) para a combinação IF.

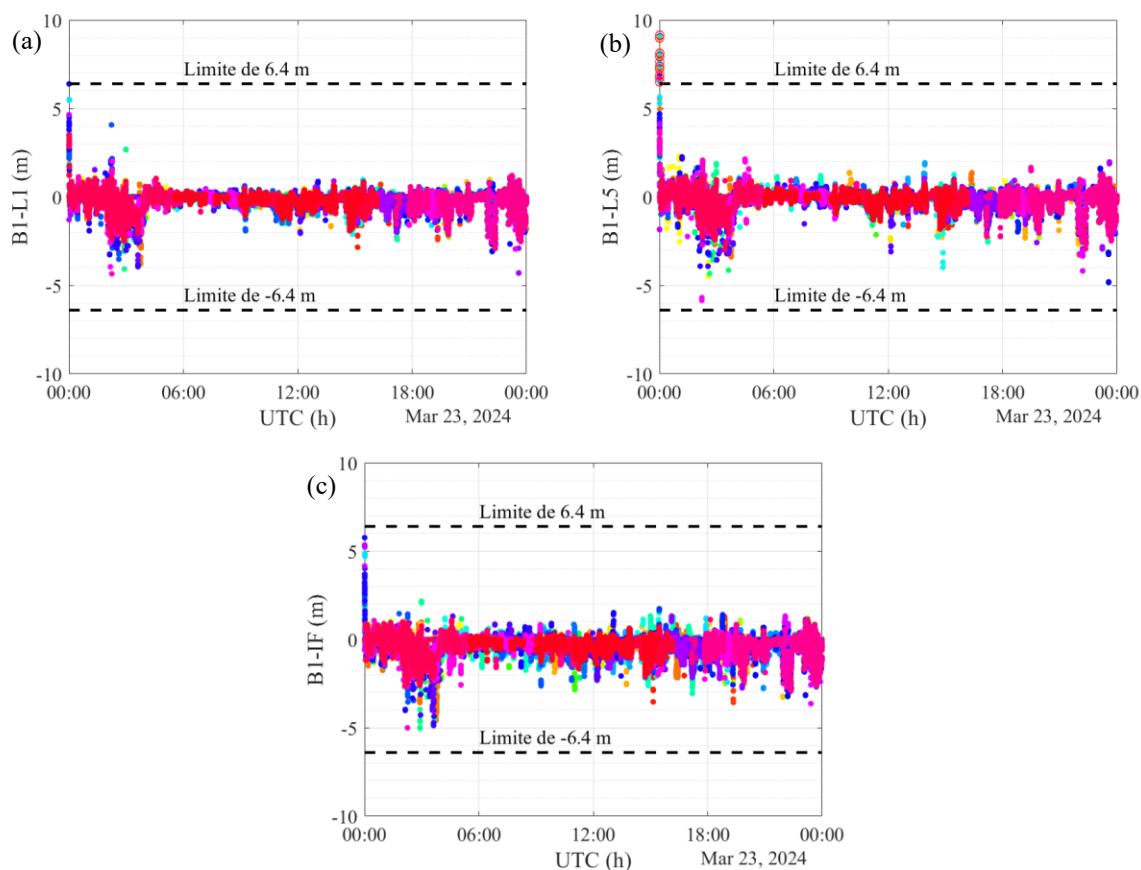
Figura 22 - PRCs transmitidas para a aeronave. Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) combinação IF.



Fonte: O Autor, 2026.

Analisando a Figura 22, as correções tiveram um comportamento parabólico, de acordo com a literatura, variando de aproximadamente 30 a -40 metros para L1/E1 (a), de 20 a -60 metros para L5/E5a (b), e por fim, de 40 a -20 metros para a combinação IF (c). Analisando as correções para ambas as combinações, no período entre 00:00 e 06:00 UTC, identificou-se um comportamento ruidoso, podendo estar relacionado à forte ocorrência de cintilação neste horário (mostrado na Figura 12.b). A Figura 23 apresenta o parâmetro B-Value (apenas B1), semelhante ao mostrado na seção anterior, para o SF L1/E1 (a), SF L5/E5a (b) e IF (c), respectivamente. Os demais valores de B-Value podem ser encontrados no APÊNDICE B.

Figura 23 - Parâmetros de integridade (B1). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a, e (c) IFree.



Fonte: O Autor, 2026.

Na Figura 23 é possível visualizar que quando o B-Value está mais próximo ou exatamente igual a zero, há uma maior consistência entre as correções de cada estação, ao contrário, maior é a discrepância entre as PRCs. Note-se que no período das 00:00 às 06:00 UTC apresenta valores mais elevados e ruidosos, correspondendo ao período de forte cintilação ionosférica.

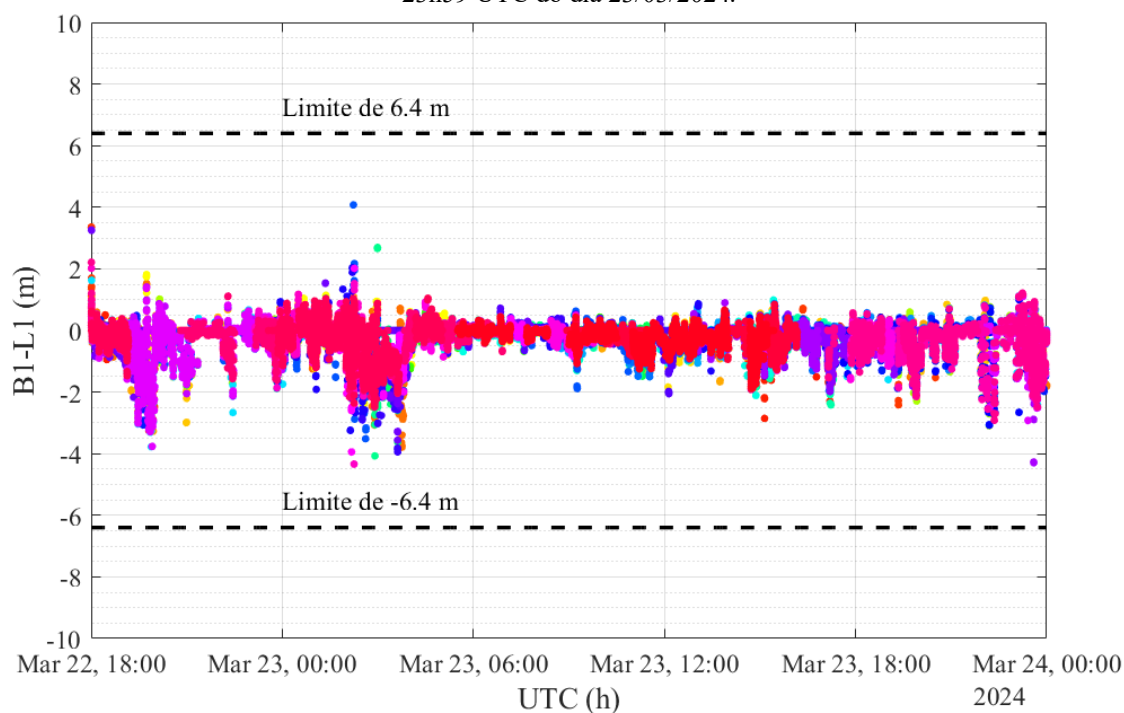
Observa-se na Figura 23 que a maioria dos valores se encontra dentro dos limites estabelecidos conforme indicado na RTCA DO-253C (2008), com exceção durante o início do dia (entre 00h e 02h UTC), conforme pode ser visualizado na Figura 23.b. Esse comportamento na qual os valores ultrapassam o limite superior, podem indicar uma instabilidade ou degradação da qualidade do sinal neste intervalo. Tais efeitos podem estar associados à má distribuição dos satélites no início do dia, ou ainda à ocorrência de fortes atividades ionosféricas que estavam ocorrendo neste momento (Figura 12.b).

Ao analisar a Figura 23, comparando cada combinação (SF L1/E1, SF L5/E5a e IF) durante o período de alta atividade ionosférica (00h e 06h UTC) é visualizado que a IF

apresenta os menores valores, sugerindo que os efeitos ionosféricos foram mitigados a partir desta combinação linear de duas frequências.

Observa-se que a atividade ionosférica em dias de maior intensidade inicia-se no final do dia anterior, com efeitos que persistem até o dia seguinte. A Figura 24 ilustra esse padrão através do comportamento ruidoso do B-Value (B1) especificamente para a frequência SF L1/E1 - sendo que todas as combinações apresentaram tendência similar - a partir das 18:00 UTC do dia 22 de março de 2024 (DOY 082/2024).

Figura 24 - Parâmetro de integridade (B1) para simples frequência L1/E1 do dia 22/03/2024 18h UTC até 23h59 UTC do dia 23/03/2024.

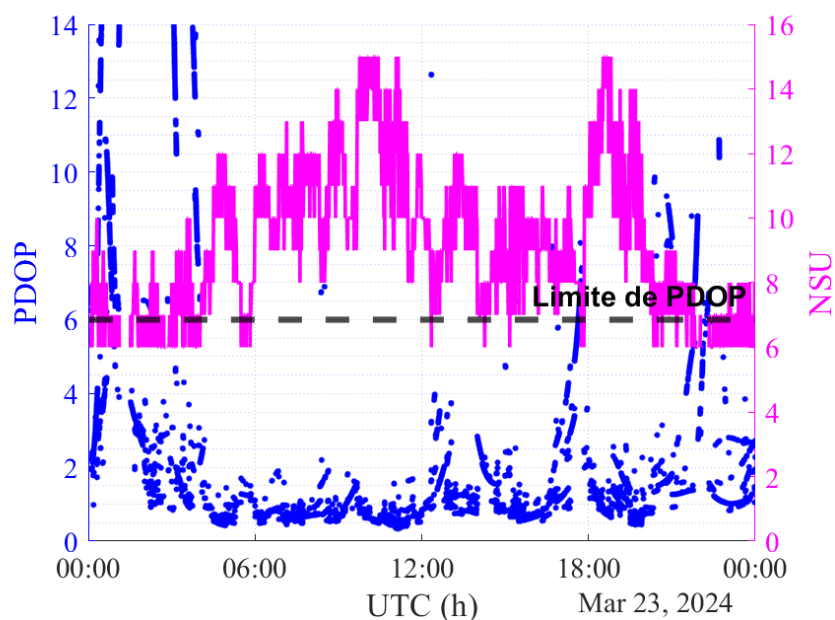


Fonte: O Autor, 2026.

4.2.2. Resultados do subsistema da aeronave

Semelhante ao mostrado na seção 4.1.2, no domínio da aeronave, a posição e a integridade são fatores determinantes para a visualização e análise da performance do GBAS. Na Figura 25, visualiza-se o PDOP juntamente com o número de satélites utilizados durante o processamento do método DGNSS, em todas as combinações.

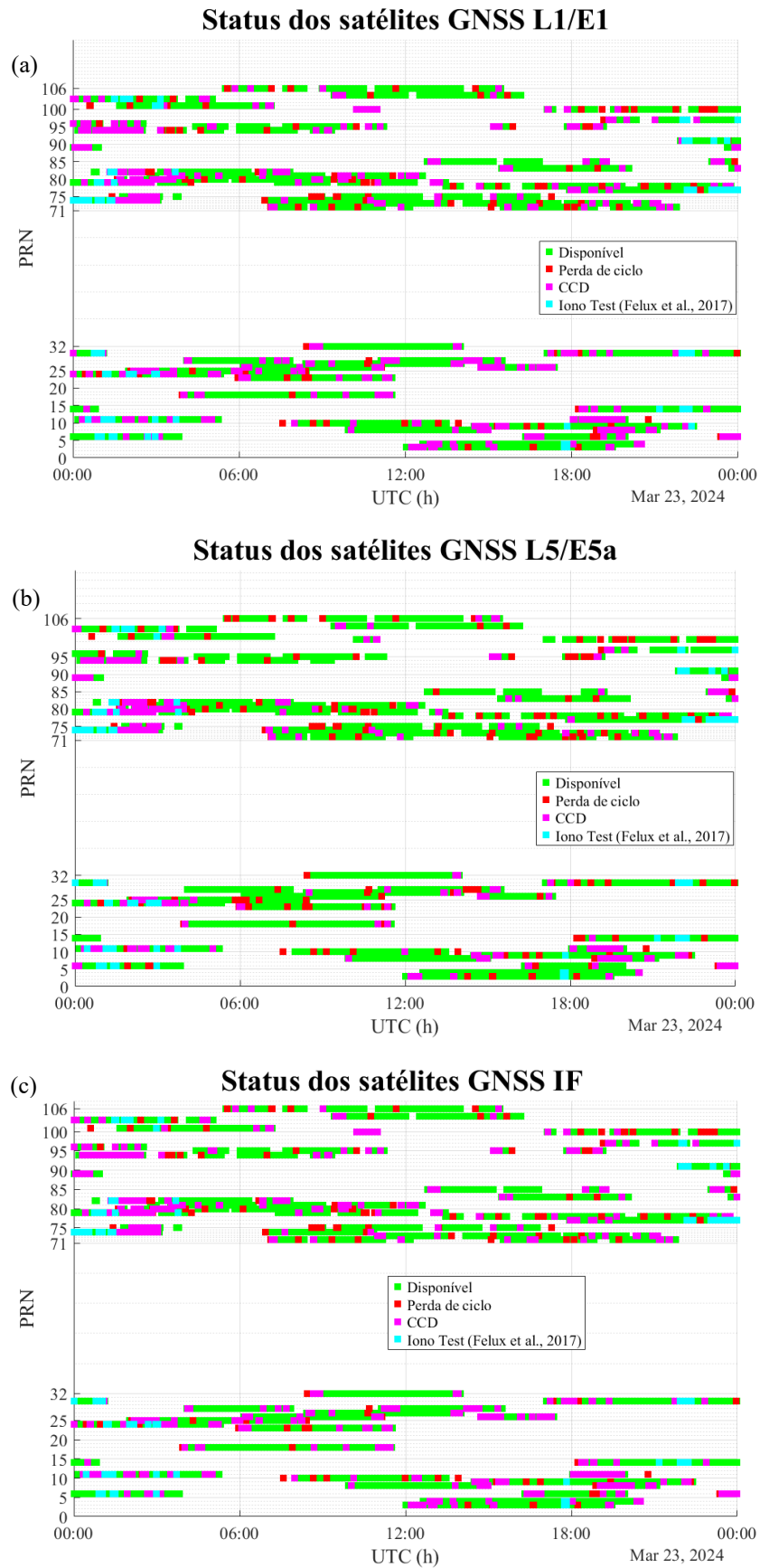
Figura 25 - Número de satélites (NSU) e PDOP.



Fonte: O Autor, 2026.

Na Figura 25 nota-se uma relação inversa entre o número de satélites (magenta) e o PDOP (azul), onde a queda do número de satélites em alguns momentos faz com que o valor de PDOP ultrapasse o limite adotado, estabelecido como sendo 6. Essa ocorrência da queda do número de satélites pode ser justificada pela aplicação dos controles de qualidade que, de acordo com o Capítulo 3, remove os satélites afetados em cada um dos monitores. A Figura 26, apresenta o *status* dos satélites GNSS para a combinação de simples frequência com L1/E1 (a) e L5/E5a (b), e para IF (c). Na Figura 26, destacando os períodos de disponibilidade dos sinais, bem como as épocas não consideradas pelas ocorrências de perda de ciclo, detecção por CCD e falhas identificadas pelo monitor de gradientes ionosféricos proposto por Felux et al. (2017).

Figura 26 - *Status* dos satélites utilizados, (a) SF L1/E1 e (b) SF L5/E5a.



Fonte: O Autor, 2026.

Analisando a Figura 26, o monitor de perdas de ciclo identificou-se um total de 405 ocorrências. Entre os satélites observados, o E09 (PRN 79) foi o que registrou o maior número de ocorrências, totalizando 74 detecções. Em relação às ocorrências de CCD, na frequência L1/E1, o satélite E33 (PRN 103) apresentou a maior ocorrência, com cerca de 97,4% dos dados descartados, equivalentes a 30282 das 31087 épocas disponíveis (4 horas e 12 minutos de 4 hora e 19 minutos). Essa elevada porcentagem de detecções está relacionada ao fato de que, durante o período de maior atividade ionosférica, o satélite permaneceu com elevação inferior a 50° , tornando-se mais suscetível aos efeitos atmosféricos associados.

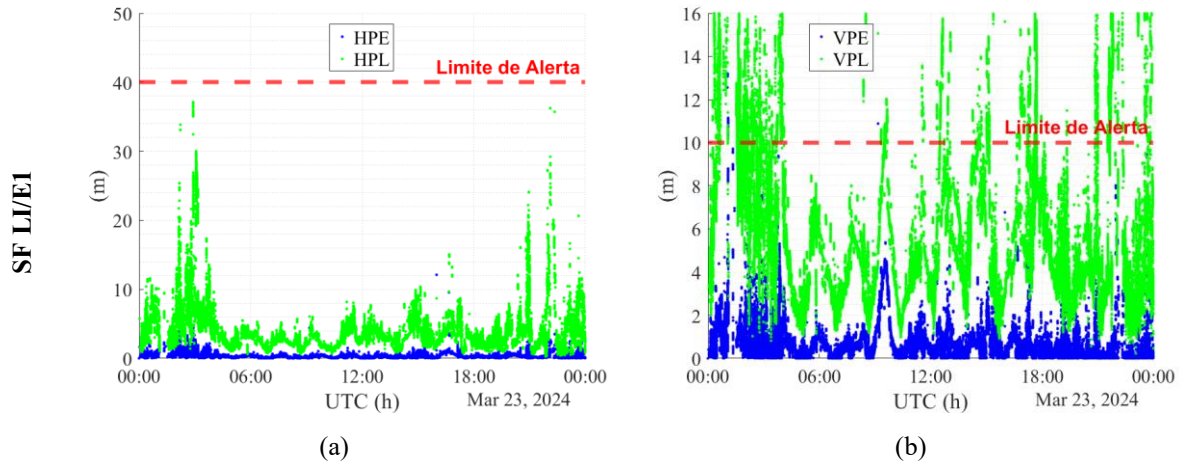
Em contrapartida, o satélite G10 (PRN 10) registrou a menor taxa de exclusão, apenas 0,43%, o que corresponde a 170 das 39335 épocas (1 minuto e 25 segundos de 5 horas e 28 minutos). Essa baixa porcentagem pode ser atribuída ao fato de o satélite não ter estado visível durante o período de maior cintilação ionosférica, evitando assim a influência desses efeitos sistemáticos, além de ter atingido elevações próximas a 80° , fator que auxilia na redução dos efeitos atmosféricos e de multicaminho.

Na frequência L5/E5a, o satélite G25 (PRN 25) apresentou elevada ocorrência de CCD durante o período analisado, resultando na exclusão de aproximadamente 76,1% das épocas, correspondente a 34725 épocas (4 horas e 49 minutos). Por outro lado, o satélite G04 (PRN 4) registrou a menor porcentagem de eliminação, apenas 0,19%, equivalente a 108 épocas (54 segundos).

Na detecção de altos gradientes ionosféricos pelo método de Felux et al. (2017), aplicado às duas frequências, o satélite G30 (PRN 30) apresentou o maior número de ocorrências, com 20730 detecções (2 horas e 52 minutos) em um total de 8 horas de observações disponíveis.

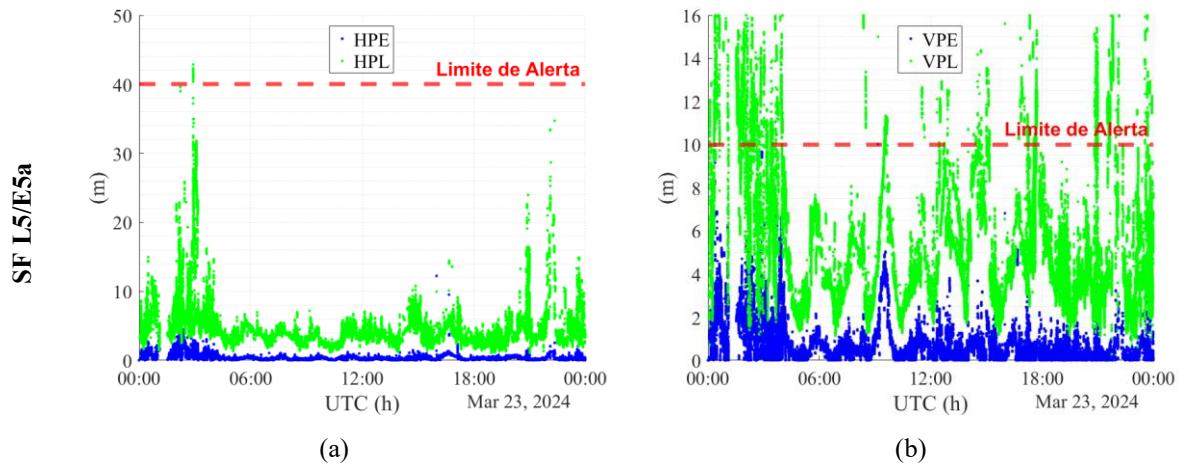
Nas Figura 27, Figura 28 e Figura 29 pode-se visualizar os erros de posição (HPE e VPE), níveis de proteção (HPL e VPL) e limite de alerta para a componente horizontal (a) e vertical (b) para L1/E1, L5/E5a e IF, respectivamente. Os limites de alerta vertical e horizontal foram definidos de acordo com a padronização estabelecida na RTCA DO-253C (2008), embora sejam mais rigorosos do que o necessário para o cenário analisado, considerando a proximidade da aeronave em relação à estação de referência.

Figura 27 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para SF L1/E1.



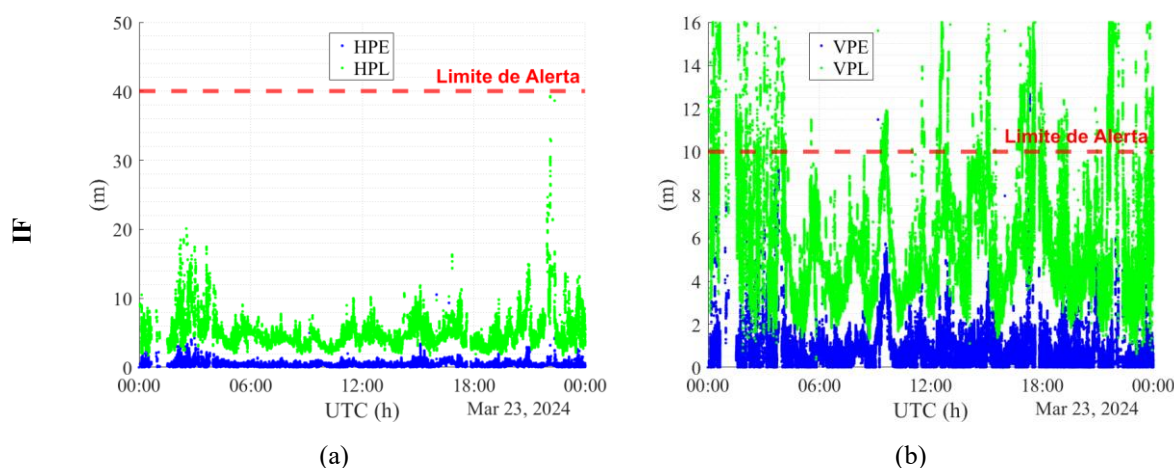
Fonte: O Autor, 2026.

Figura 28 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para SF L5/E5a.



Fonte: O Autor, 2026.

Figura 29 - Erros de posição (azul), níveis de proteção (verde) e limite de alerta (vermelho) para IF.

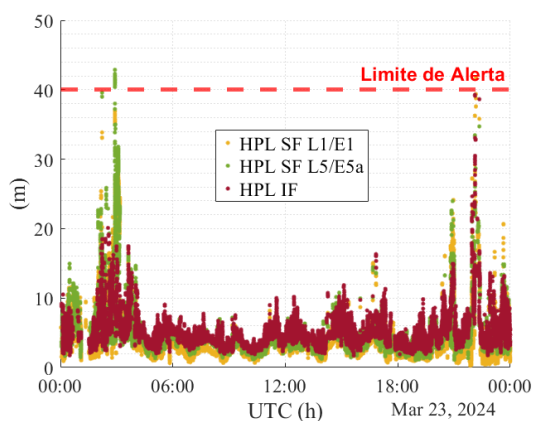


Fonte: O Autor, 2026.

Ao analisar a Figura 27.a, Figura 28.a e Figura 29.a, observa-se que a componente horizontal se manteve, em sua maioria, abaixo dos níveis de proteção (HPL) e do limite de alerta ao longo de todo o período de processamento. No entanto, entre aproximadamente 00h e 06h UTC, e novamente entre 18h e 23h59 UTC, é possível notar picos significativos no nível de proteção, atribuídos à intensa atividade ionosférica registrada nesses intervalos (Figura 12.b), na Figura 27.a e Figura 28.a.

Com relação à Figura 29.a, observa-se que o aumento no HPL no intervalo entre 00h e 06h UTC foi menor comparado com os demais métodos, uma vez que a combinação Iono-Free tem a função de mitigar os efeitos da ionosfera. No entanto, durante o restante do dia, essa mesma combinação resultou nos maiores valores de HPL entre os três métodos analisados, devido ao aumento do ruído associado à combinação de duas frequências, conforme evidenciado na Figura 30.

Figura 30 – Comparação do HPL para os três métodos utilizados.

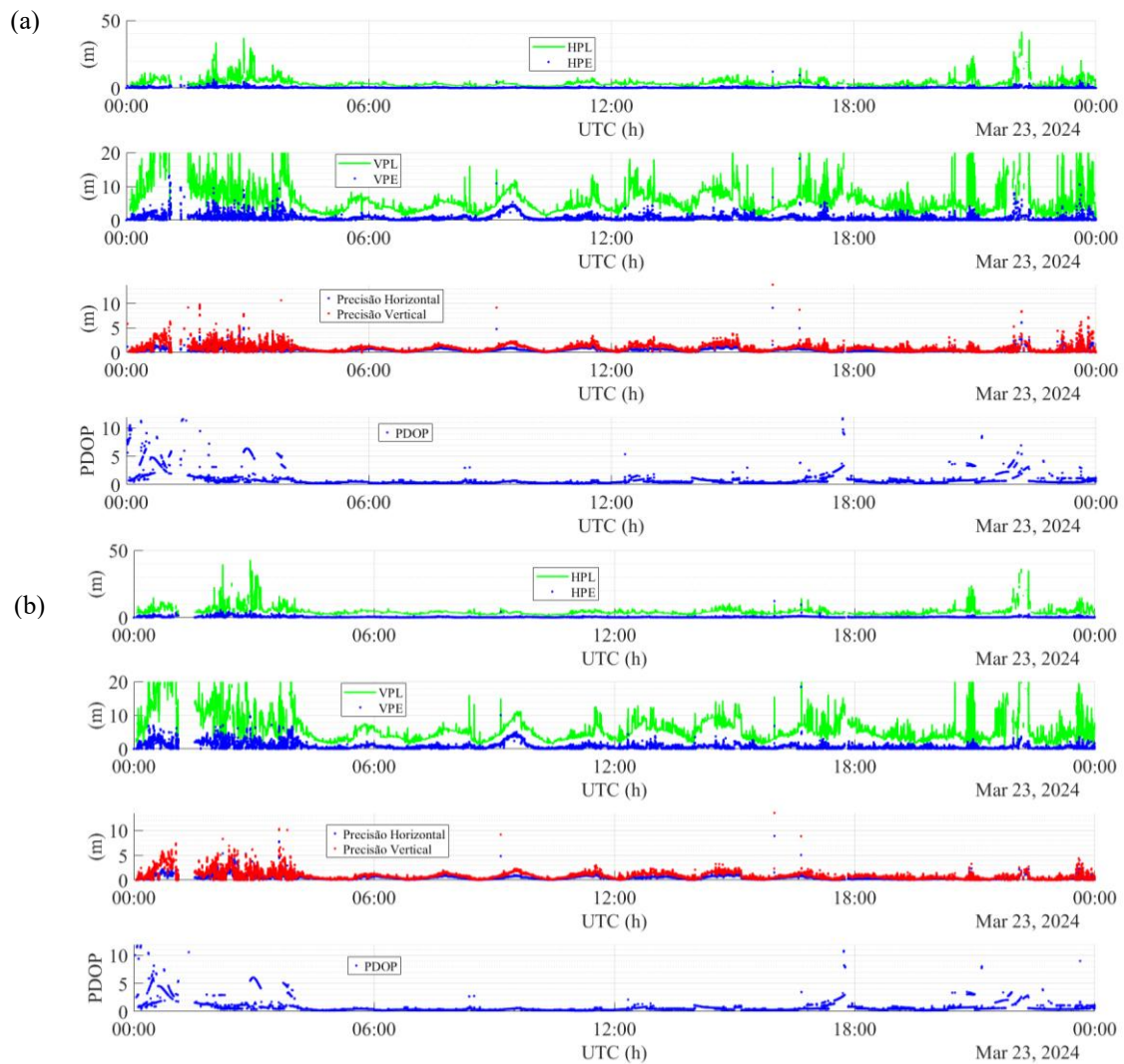


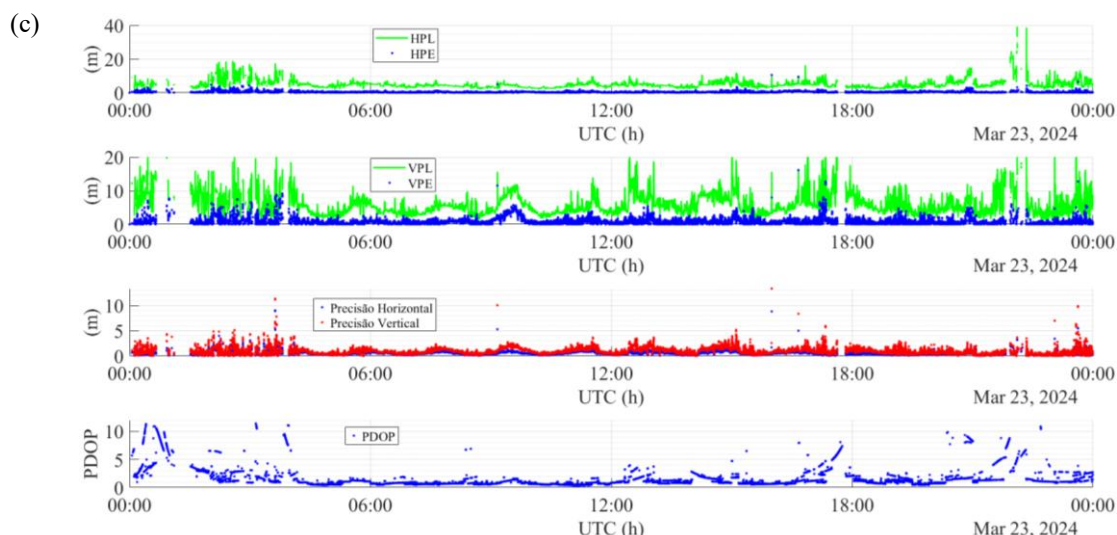
Fonte: O Autor, 2026.

Em relação a componente vertical, na Figura 27.b, Figura 28.b e Figura 29.b, nota-se um comportamento ruidoso pois é a componente mais afetada pelos efeitos sistemáticos, sendo verificado pelos altos valores de erros de posição e níveis de proteção principalmente durante o período de 00h e 06h (ocorrência de forte cintilação ionosférica, visualizado na Figura 12.b).

A presença de picos em ambas as componentes pode ser atribuída aos altos valores do parâmetro PDOP registrados, os quais estão associados à reduzida disponibilidade de satélites. Essa limitação na geometria dos satélites compromete a acurácia do posicionamento, conforme ilustrado na Figura 31— sendo (a) referente ao método SF L1/E1, (b) SF L5/E5a e (c) IF.

Figura 31 - Verificação da equivalência dos picos entre as componentes horizontal, vertical, respectivas precisões e o PDOP, respectivamente, para (a) SF L1/E1, (b) SF L5/E5a e (c) IF.





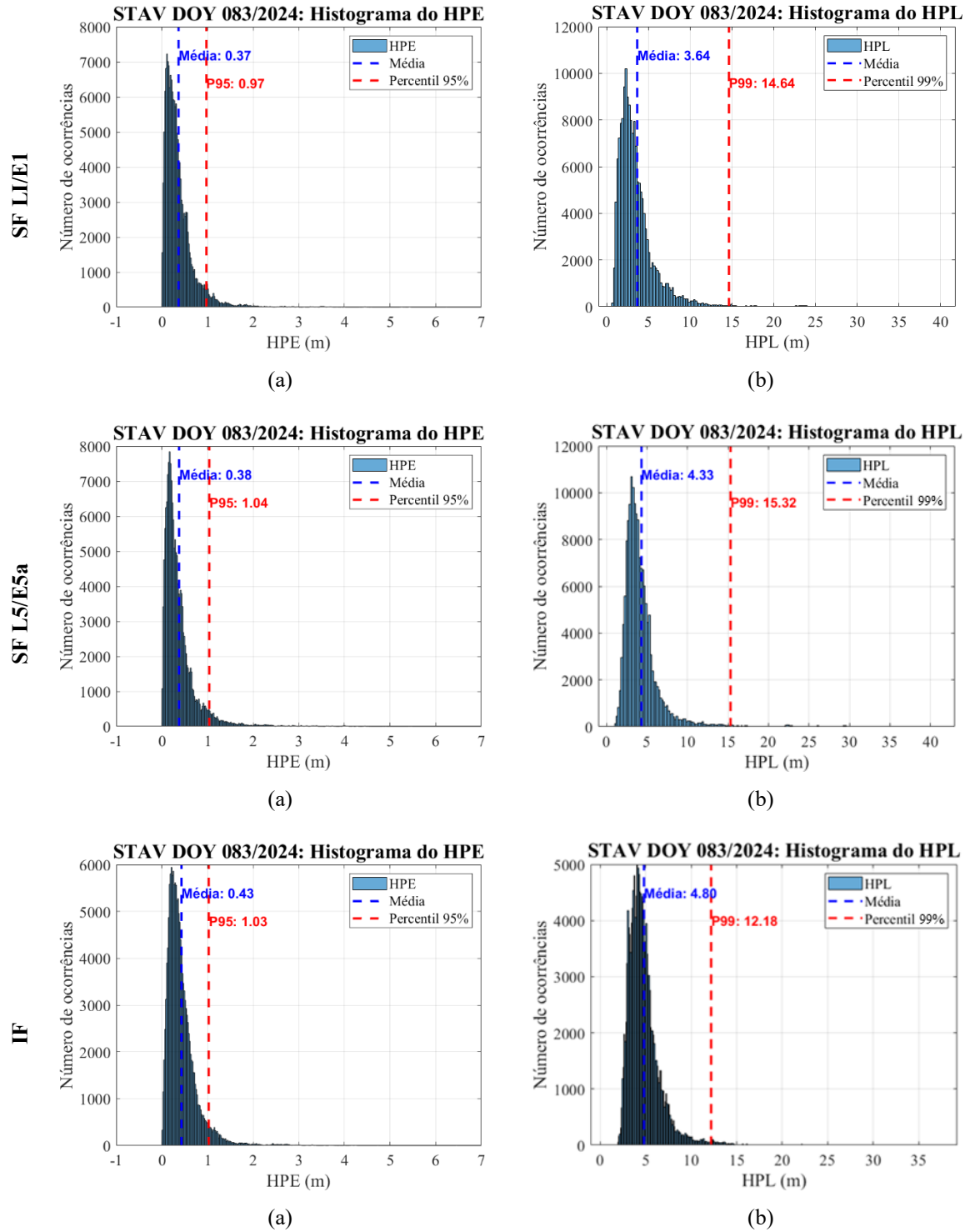
Fonte: O Autor, 2026.

Ao visualizar a Figura 31, os picos ocorrem simultaneamente aos aumentos do valor de PDOP. Conforme esperado, nota-se também que o comportamento dos níveis de proteção vertical (VPL) e horizontal (HPL) é bastante semelhante ao do PDOP.

Com a finalidade de analisar o desempenho do algoritmo, é possível visualizar pelo histograma e o seu percentil, para cada componente (HPE, VPE, HPL e VPL), a fim de verificar se os requisitos de acurácia (erro posicional - PE) e integridade (nível de proteção - PL) foram atendidos. Na Figura 33, visualiza-se os histogramas para a componente horizontal, sendo (a) para o erro posicional HPE e (b) para o nível de proteção HPL, para os métodos SF L1/E1, SF L5/E5a e IF, respectivamente. Na Figura 33, encontra-se os histogramas para a componente vertical, sendo (a) para o erro posicional VPE e (b) para o nível de proteção VPL, para os métodos SF L1/E1, SF L5/E5a e IF, respectivamente.

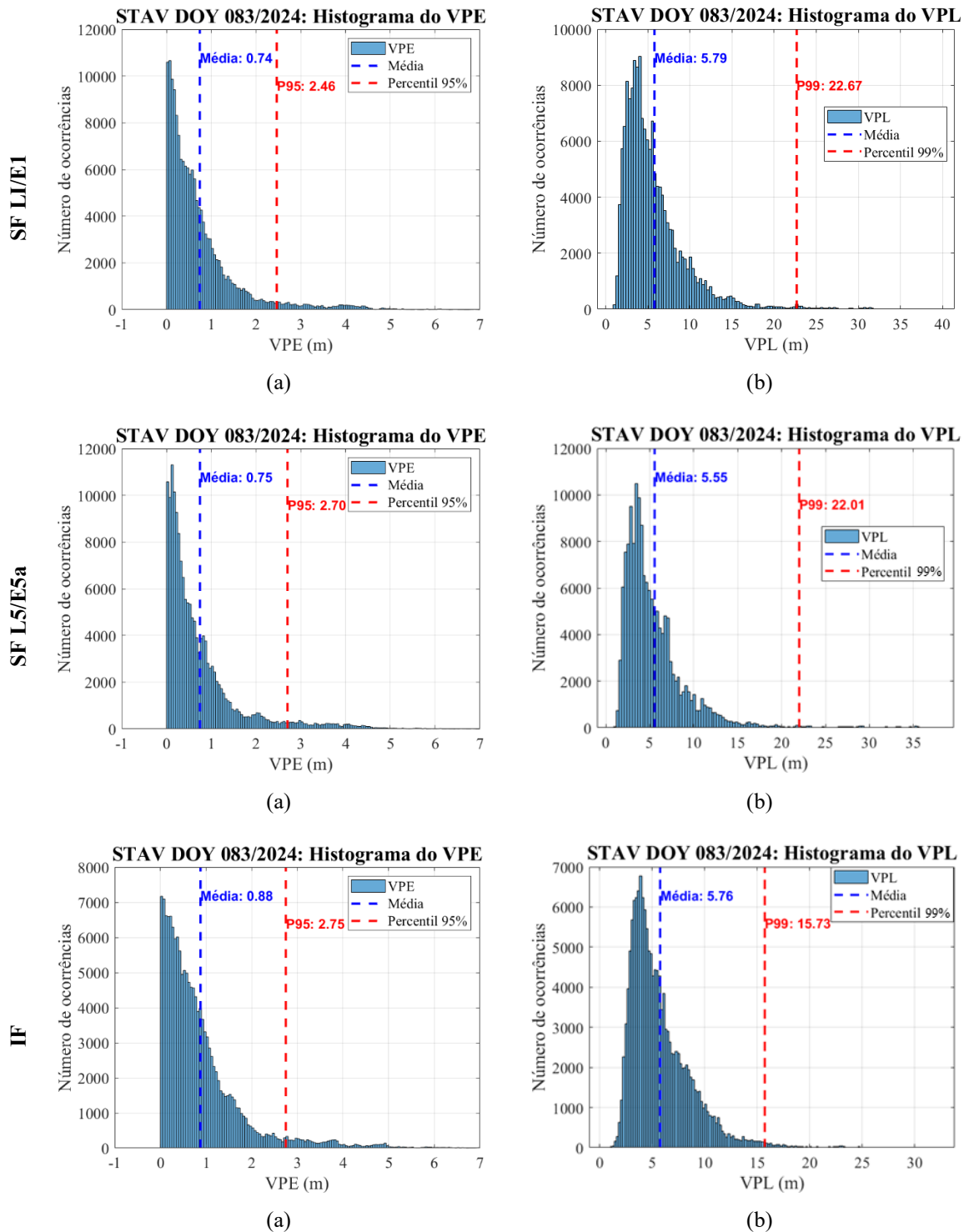
Nas Figuras 32 e 33, observa-se que, para atender aos requisitos de desempenho em termos de acurácia e integridade, é necessário considerar percentis específicos. No caso da acurácia, adota-se o percentil de 95%, sendo exigido que os valores estejam abaixo do limite de alerta estabelecido, sendo 40 metros para a componente horizontal e 10 metros para a componente vertical. Além disso, esses valores também devem ser inferiores aos limites de erro verificados em Sabatini et al. (2017) para a categoria GAST C (CAT I, serviço considerado neste trabalho), que são de 16 metros na horizontal e 4 metros na vertical. Já para a avaliação da integridade, utiliza-se o percentil de 99%, devendo os níveis de proteção calculados (HPL e VPL) permanecer abaixo dos respectivos limites de alerta definidos para cada componente.

Figura 32 – Histograma e percentil para análise do desempenho da componente horizontal, sendo (a) HPE e (b) HPL, respectivamente, para SF L1/E1, SF L5/E5a e IF, respectivamente.



Fonte: O Autor, 2026.

Figura 33 – Histograma e percentil para análise do desempenho da componente vertical, sendo (a) VPE e (b) VPL, respectivamente, para SF L1/E1, SF L5/E5a e IF, respectivamente.



Fonte: O Autor, 2026.

Analisando as Figuras 32 e 33, os histogramas evidenciaram uma distribuição aproximadamente normal. Em relação aos erros posicionais, as menores médias foram observadas na componente horizontal, com valor de 0,37 metros, e na componente vertical, com 0,74 metros, ambas utilizando SF L1/E1. Quanto aos parâmetros de

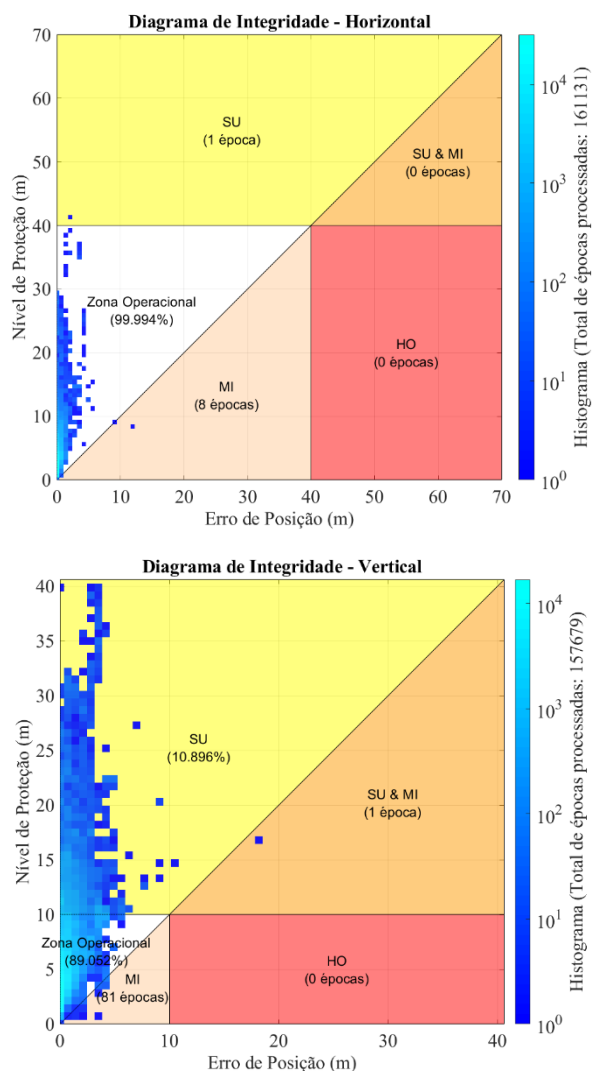
integridade, representados pelos níveis de proteção, a menor média na componente horizontal foi de 3,64 metros, também com SF L1/E1, enquanto para a componente vertical a menor média foi de 5,55 metros, obtida com SF L5/E5a.

Ao analisar a componente horizontal (Figura 33), observa-se que todos os métodos avaliados atenderam aos critérios de desempenho estabelecidos para a acurácia (HPE), com os valores do percentil de 95% situando-se abaixo tanto do limite de alerta de 40 metros quanto do limite de erro de 16 metros, conforme descrito em Sabatini et al. (2017). O maior valor registrado foi de 1,04 metros, referente a SF L5/E5a. No que se refere à integridade (HPL), os valores do percentil de 99% também permaneceram dentro do limite de desempenho exigido, sendo o maior valor observado de 15,32 metros, igualmente para SF L5/E5a.

Com relação à componente vertical (Figura 33), verifica-se que, em termos de acurácia (VPE), todos os percentis avaliados permaneceram abaixo do limite de erro de 4 metros, sendo o maior valor registrado de 2,75 metros, correspondente a combinação IF. No entanto, ao considerar a integridade (VPL), os percentis de 99% não atenderam aos requisitos de integridade, uma vez que os percentis ultrapassaram o limite de alerta de 10 metros. O menor valor observado foi de 15,73 metros para IF, enquanto para SF L1/E1 apresentou o maior valor, com 22,67 metros. Esse desempenho insatisfatório pode ser justificado, principalmente, à maior sensibilidade do nível de proteção vertical aos efeitos sistemáticos e à geometria dos satélites, fatores que impactam diretamente a integridade nas soluções GBAS.

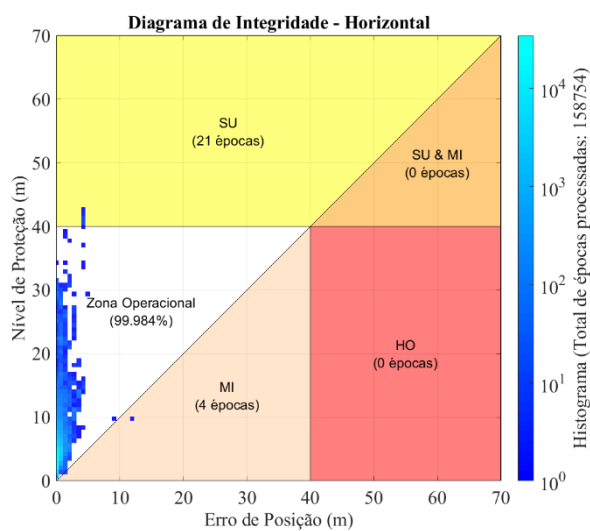
A análise também incluiu a avaliação do desempenho da simulação com base nos percentuais de integridade das componentes horizontal e vertical, utilizando os *Stanford Plots*, que mostram a proporção de épocas dentro dos limites de alerta. Esses gráficos facilitam a visualização das épocas em que os erros permanecem abaixo dos níveis de proteção e do limite de alerta. As Figuras 34, 35 e 36 apresentam os *Stanford Plots* para as combinações SF L1/E1, SF L5/E5a e IF, respectivamente.

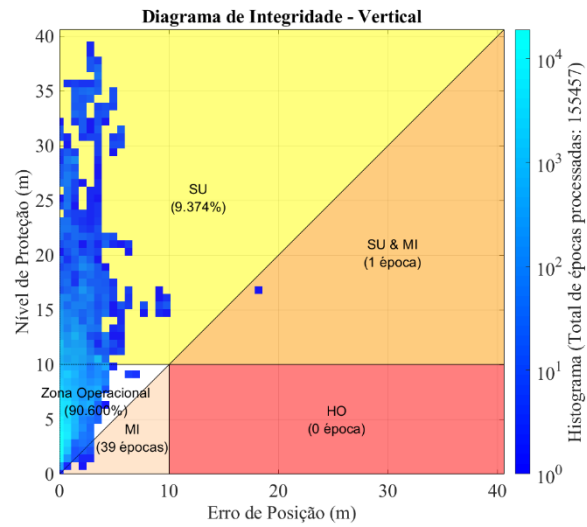
Figura 34 - *Stanford plots* das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para SF L1/E1.



Fonte: O Autor, 2026.

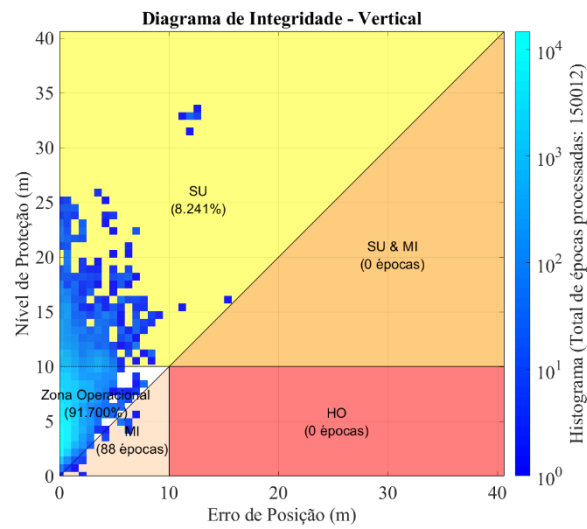
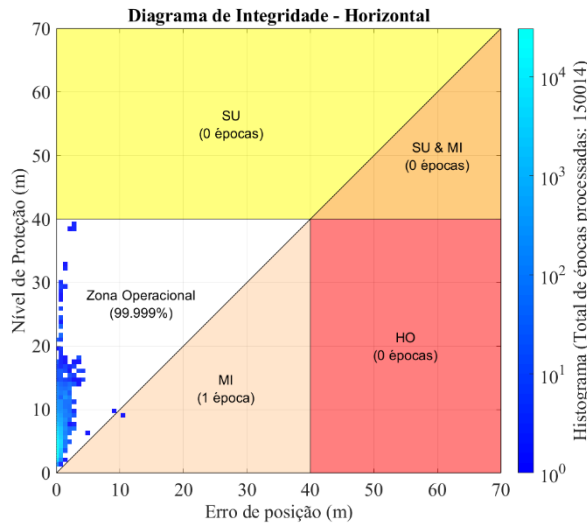
Figura 35 - *Stanford plots* das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para SF L5/E5a.





Fonte: O Autor, 2026.

Figura 36 - *Stanford plots* das componentes horizontal e vertical, respectivamente, para IF.



Fonte: O Autor, 2026.

A Tabela 10 apresenta uma análise numérica dos *Stanford Plots* comparando as épocas operacionais, épocas de perda de integridade (MI), épocas que o sistema não esteve operacional (SU) e as épocas que se ocorreu HO, para cada componente utilizadas e de cada modo de processamento (SF L1/E1, SF L5/E5a e IF), respectivamente.

Tabela 10 - Análise de integridade para cada componente e em cada método de processamento utilizado.

Componente Horiz.	SF L1/E1	SF L5/E5a	IF	Componente Vertical	SF L1/E1	SF L5/E5a	IF
	Épocas Operacionais	99,994%	99,984%		89,052%	90,600%	91,700%
	MI (PE > PL)	0,005%	0,0025%		0,052%	0,0251%	0,06%
	SU (PL > AL)	0,0006%	0,0132%		10,896%	9,374%	8,24%
	HO (PE > AL)	0%	0%		0%	0%	0%
	SU & MI	0%	0%		0,0006%	0,0006%	0%

Fonte: O Autor, 2026.

Para a análise, a componente horizontal apresentou 161131 épocas processadas para a combinação SF L1/E1, 158754 para SF L5/E5a e 150014 para IF, de 172800 épocas possíveis. Já para a componente vertical, para SF L1/E1 obteve-se 157679 épocas processadas, para SF L5/E5a teve-se 155457 épocas e para IF 150012 épocas, de 172800 épocas possíveis.

Analisando a Tabela 10, especificamente na análise da componente horizontal, a combinação IF apresentou o melhor desempenho em termos de disponibilidade, com aproximadamente 99,999% das épocas dentro dos critérios operacionais. As combinações de simples frequência L1/E1 e L5/E5a apresentaram, respectivamente, 99,994% e 99,984% de épocas válidas. Ainda nesta componente, observou-se a ocorrência de casos em que o erro de posição (PE) ultrapassou o nível de proteção (PL): 8 épocas para SF L1/E1 (0,005% do total), 4 épocas para SF L5/E5a (0,0025%) e apenas 1 época no caso da IF. Também foram identificadas épocas em que o PL ultrapassou o limite de alerta horizontal, com 1 época registrada para SF L1/E1 e 21 épocas (0,0132% do total) para SF L5/E5a.

De acordo com a Tabela 10, em respeito à componente vertical, a IF apresentou o melhor desempenho entre os três métodos avaliados, alcançando 91,7% de épocas operacionais. As combinações SF L1/E1 e SF L5/E5a apresentaram 90,6% e 89,052%, respectivamente. Quanto às ocorrências de MI, foram identificadas 88 épocas para a combinação IF, 81 para SF L1/E1 e 39 para SF L5/E5a. Considerando as épocas em que o

sistema seria classificado como inutilizável (SU), a IF obteve o melhor desempenho, com 8,24% do total, em comparação a 9,374% para SF L1/E1 e 10,896% para SF L5/E5a.

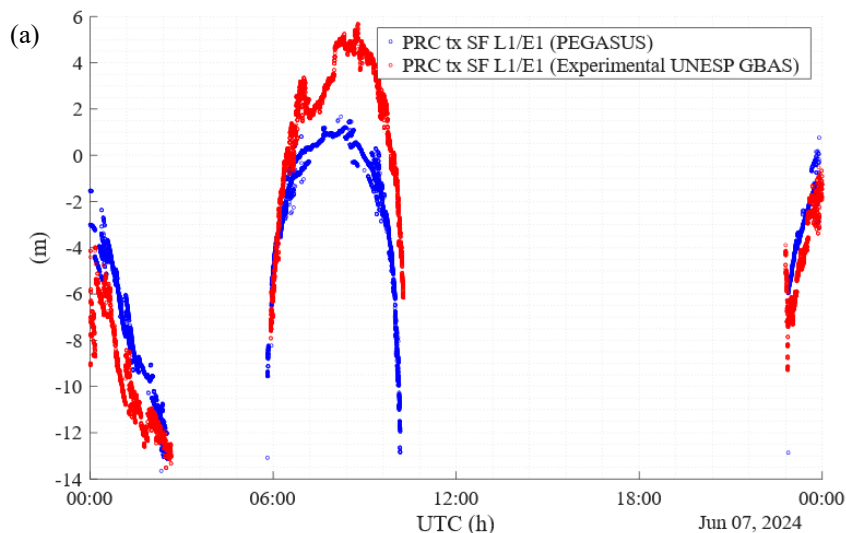
A avaliação da disponibilidade do sistema segue a mesma ideia já descrita nos resultados da aeronave para um dia de fraca cintilação ionosférica, sendo baseada no atendimento simultâneo aos limites de proteção e de alerta nas componentes horizontal e vertical. Aplicando-se esses critérios, obtiveram-se disponibilidades de 81,44% (140720 épocas disponíveis de 172800) para o processamento em SF L1/E1, 81,67% (141126 épocas disponíveis de 172800) para SF L5/E5a e 79,85% (137975 épocas disponíveis de 172800) para a combinação IF.

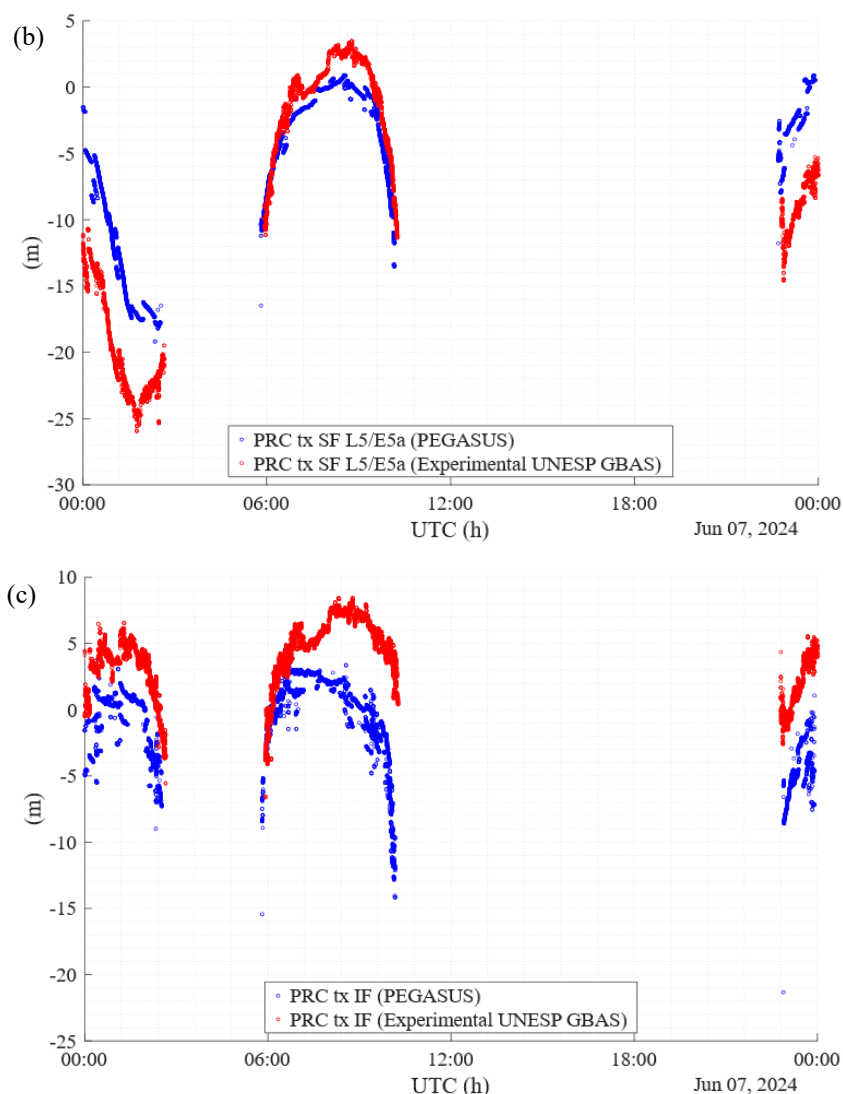
4.3. Análise comparativa com o *software* PEGASUS

Nesta seção, são apresentados os resultados comparativos referentes aos segmentos de solo e aeronave para o dia sem ocorrência de cintilação ionosférica (DOY 159/2024). Essa comparação é essencial para verificar a consistência e a qualidade das implementações desenvolvidas, confrontando seus resultados com aqueles obtidos pelo *software* PEGASUS.

Para a comparação no segmento de solo, foi selecionado o satélite G28 (PRN 28), que apresentou a menor quantidade de perdas de ciclo em todas as estações de referência de solo. Na Figura 37, são apresentadas as correções de pseudodistância transmitidas (PRC_{tx}), geradas tanto pelo Protótipo Experimental UNESP GBAS quanto pelo *software* PEGASUS, considerando apenas o satélite citado, no dia DOY 159/2024 (07 de junho de 2024), sendo (a) para a combinação SF L1/E1, (b) SF L5/E5a e (c) IF.

Figura 37 - Comparação PRC tx entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS. Sendo (a) para SF L1/E1, (b) SF L5/E5a e (c) IF.





Fonte: O Autor, 2026.

Ao analisar a Figura 37, nota-se uma não consistência entre os resultados obtidos pelo Experimental UNESP GBAS e pelo *software* PEGASUS. De modo geral, foi verificado que em todas as combinações as curvas se mantiveram coerentes e com um comportamento similar, identificando diferenças que podem ser correspondidas a efeitos sistemáticos ou variações que não foram identificadas ou minimizadas pelo programa desenvolvido ou no PEGASUS. Nas Tabelas 11, 12 e 13 são apresentadas as estatísticas de comparação entre o Experimental UNESP GBAS e o *software* PEGASUS, contendo os valores de média e desvio padrão das correções de pseudodistância transmitidas para as combinações SF L1/E1, SF L5/E5a e IF, respectivamente.

Tabela 11 - Análise estatística das correções calculadas pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS: SF L1/E1.

	Média (metros)	Desvio-Padrão (metros)
Experimental UNESP GBAS	-2,7206	5,7948
PEGASUS	-3,4388	3,8093

Fonte: O Autor, 2026.

Tabela 12 - Análise estatística das correções calculadas pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS: SF L5/E5a.

	Média (metros)	Desvio-Padrão (metros)
Experimental UNESP GBAS	-8,1160	9,2204
PEGASUS	-5,6424	5,9024

Fonte: O Autor, 2026.

Tabela 13 - Análise estatística das correções calculadas pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS: IF.

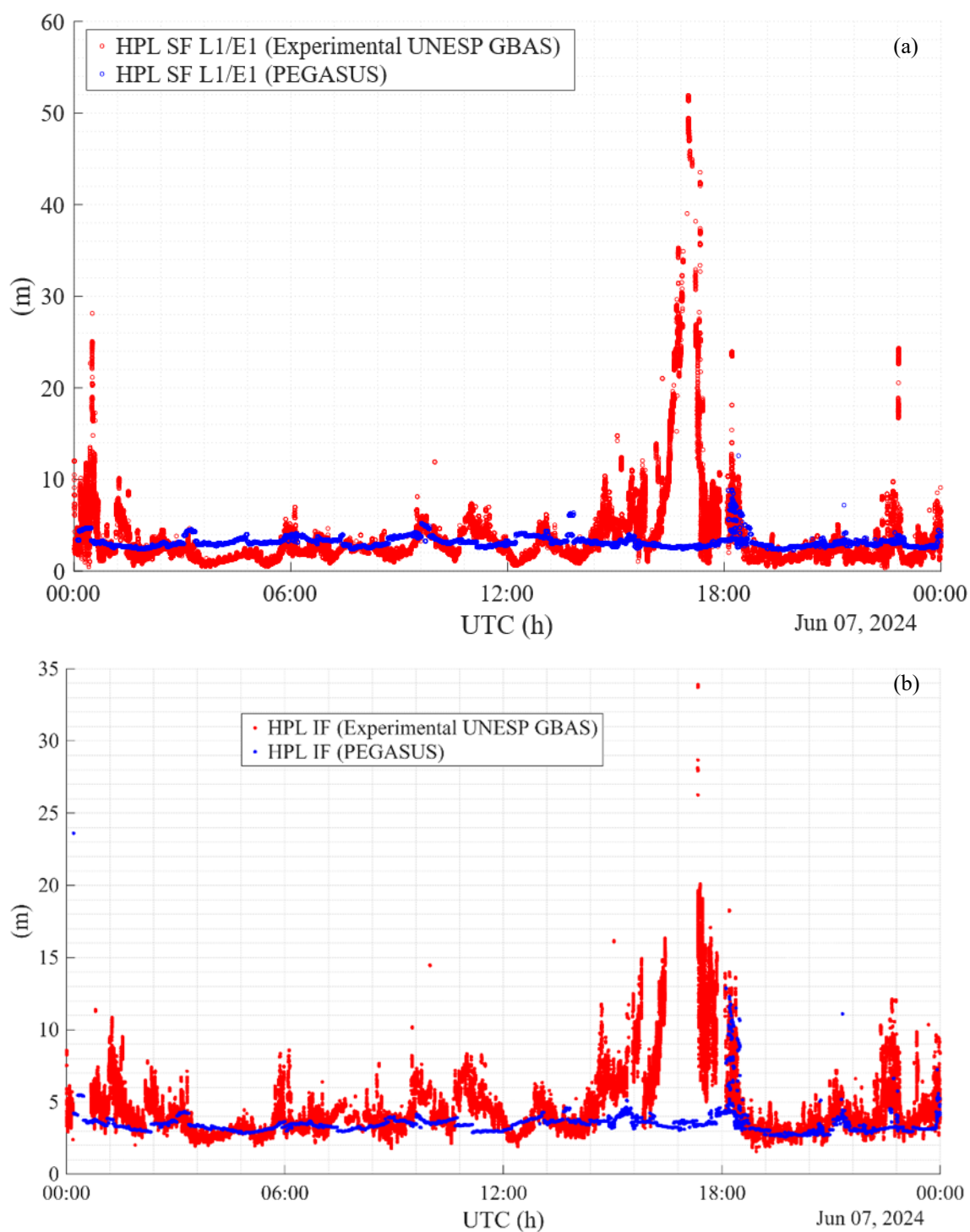
	Média (metros)	Desvio-Padrão (metros)
Experimental UNESP GBAS	4,0389	2,4728
PEGASUS	-0,7431	2,9842

Fonte: O Autor, 2026.

Observando as Tabelas 11, 12 e 13, nota-se que para as combinações SF L1/E1 e SF L5/E5a a precisão obtida para o Experimental UNESP GBAS apresentou maior variabilidade em relação ao PEGASUS. Em contrapartida, em relação a combinação IF, o programa desenvolvido apresentou um menor desvio padrão (2,47 metros) ao se comparar com a referência (2,98 metros), supondo uma maior consistência da estimativa das correções, mas com um valor médio elevado.

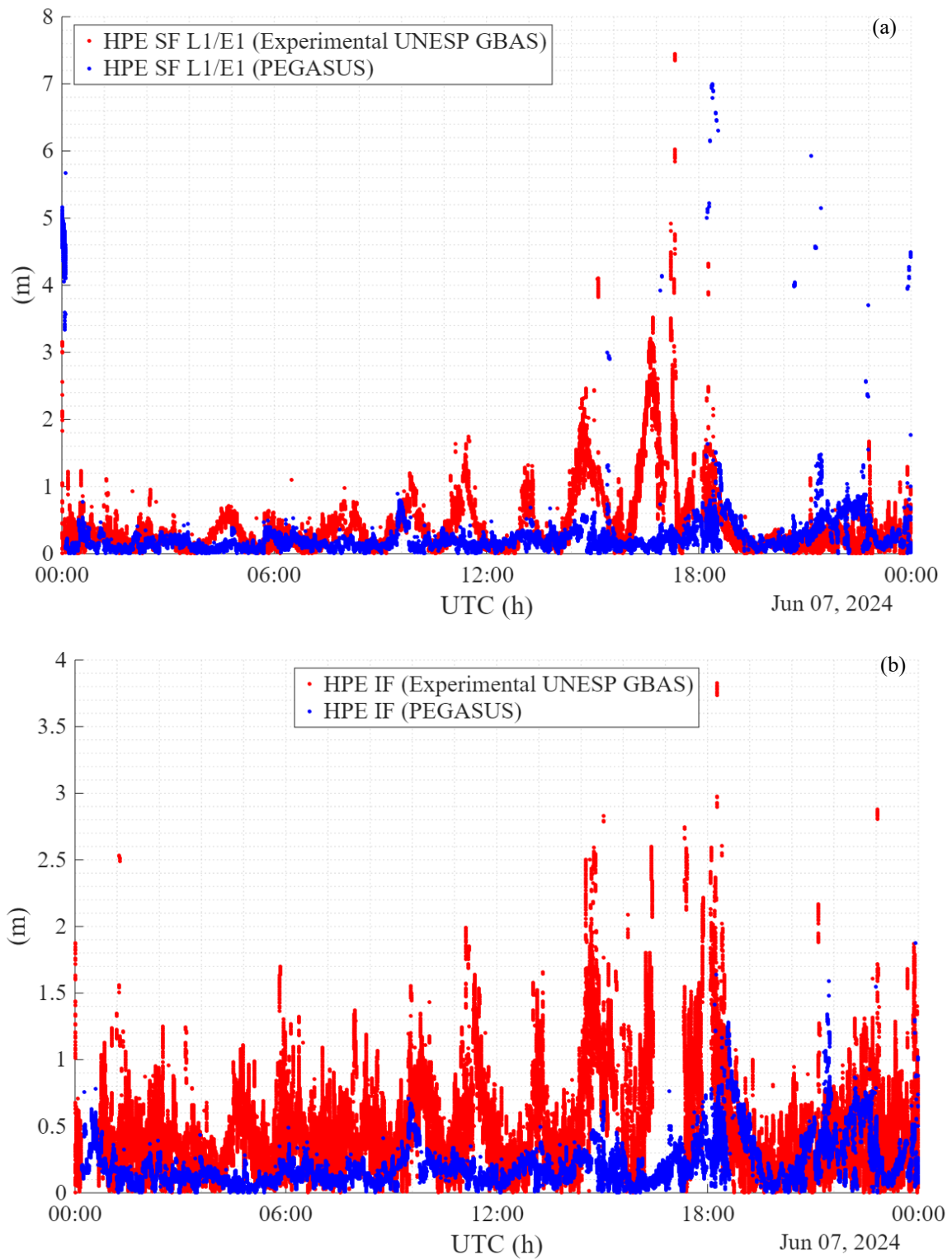
Nas Figuras 38, 39, 40 e 41 são apresentadas as comparações dos parâmetros do subsistema da aeronave HPL, HPE, VPL e VPE, respectivamente, para (a) SF L1/E1 e (b) IF.

Figura 38 - Comparação do HPL obtido entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS: (a) SF L1/E1 e (b) IF.



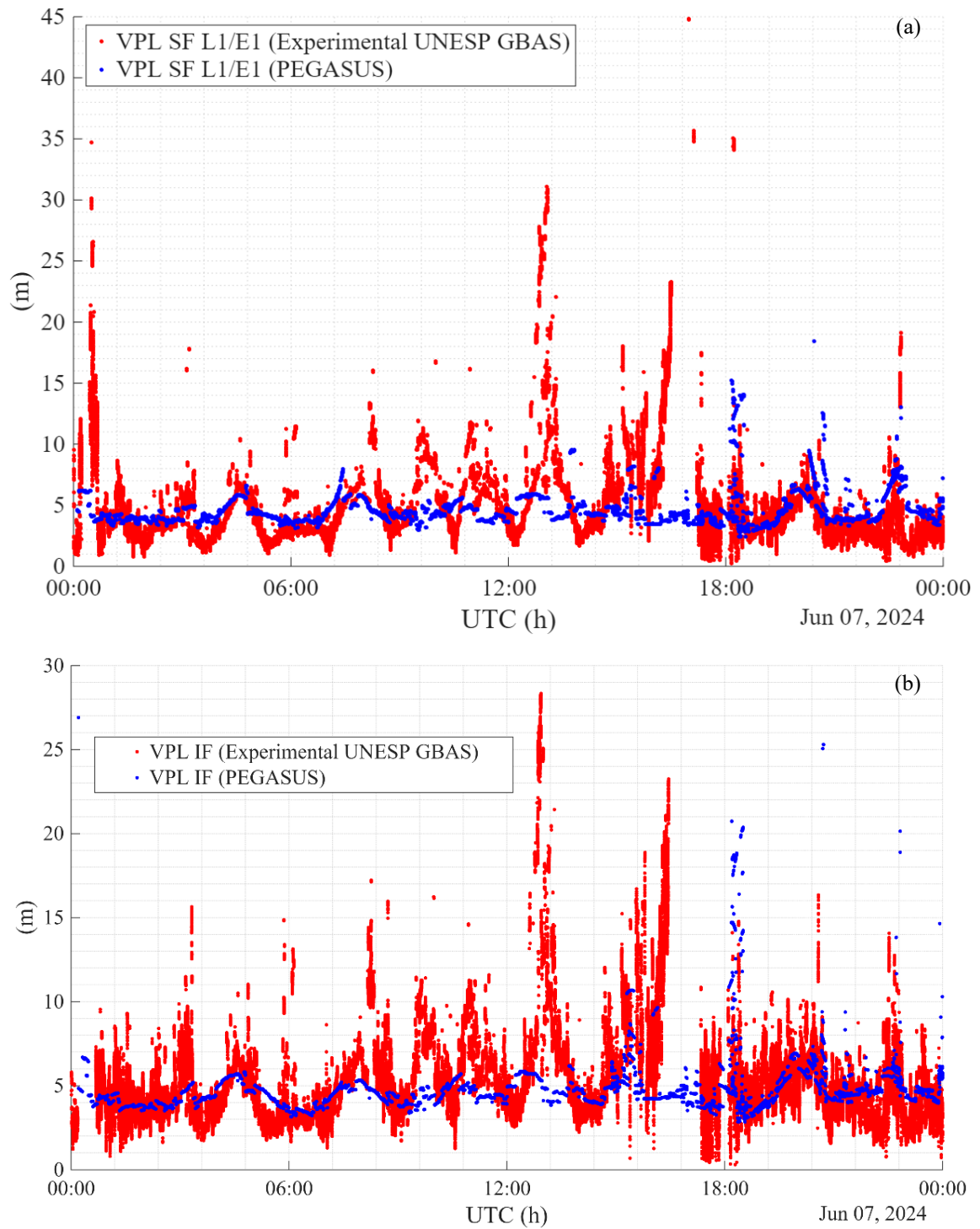
Fonte: O Autor, 2026.

Figura 39 - Comparação do HPE obtido entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS: (a) SF L1/E1 e (b) IF.



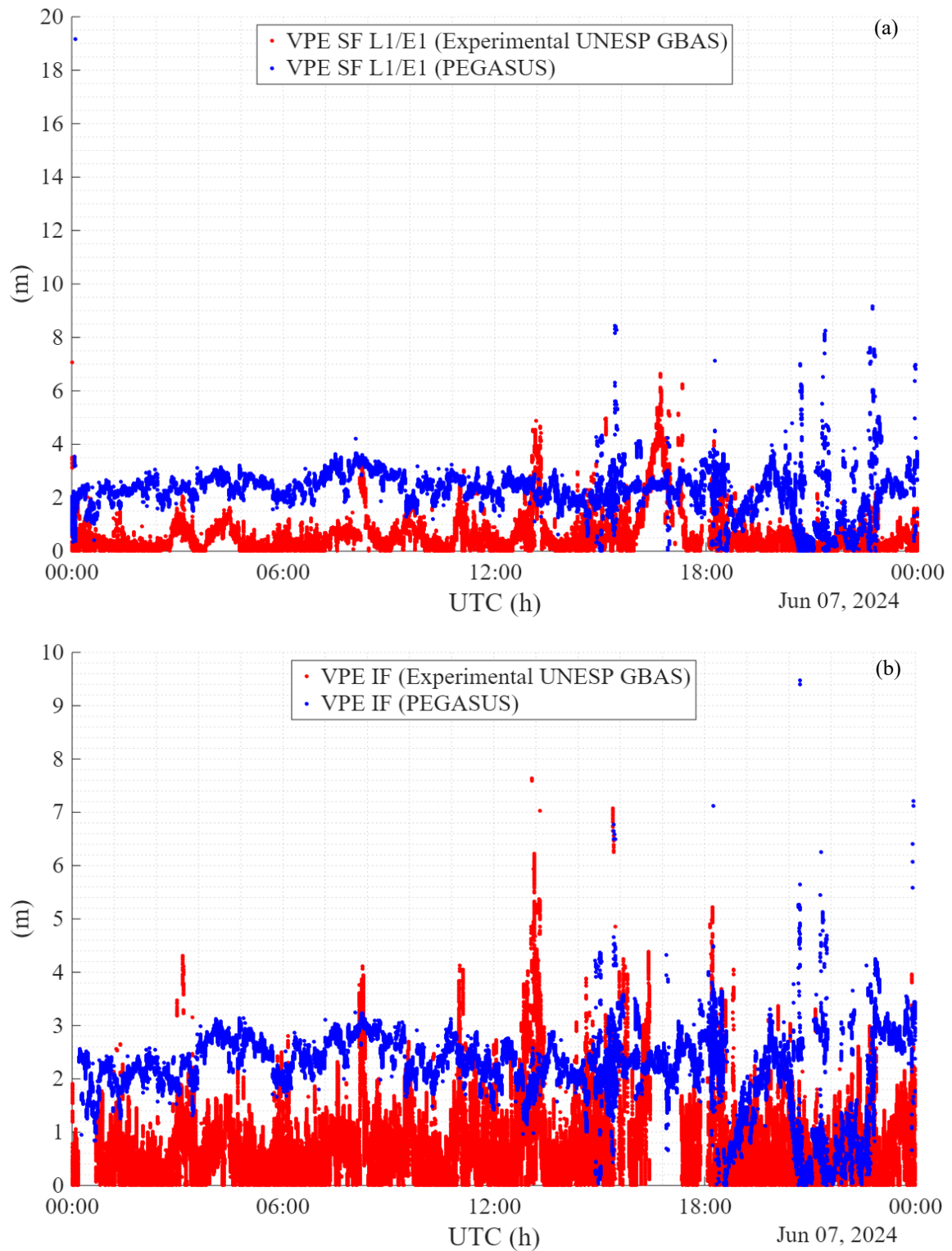
Fonte: O Autor, 2026.

Figura 40 - Comparação do VPL obtido entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS: (a) SF L1/E1 e (b) IF.



Fonte: O Autor, 2026.

Figura 41 - Comparação do VPE obtido entre Experimental UNESP GBAS e PEGASUS: (a) SF L1/E1 e (b) IF.



Fonte: O Autor, 2026.

De acordo com as Figuras 38 a 41, observa-se que os resultados do programa PEGASUS são mais consistentes ao longo do tempo, enquanto o Experimental UNESP

GBAS apresenta maiores ruídos e dispersões, com ocorrência de picos, ao se comparar com o *software* de referência. Esse comportamento pode ser justificado pela maior quantidade de informações e satélites eliminados pelo programa desenvolvido, bem como pela ausência de determinados controles de qualidade presentes no PEGASUS, mas que ainda não foram identificados e implementados no Experimental UNESP GBAS.

Analisando tanto o HPL (Figura 38) quanto o VPL (Figura 40), observa-se que o Experimental UNESP GBAS apresentou maior variabilidade em relação ao PEGASUS, com ocorrência de picos e valores mais elevados em determinados períodos do dia. Ainda assim, embora os valores apresentem um comportamento semelhante ao observado no PEGASUS, os resultados ainda não podem ser considerados plenamente consistentes. As discrepâncias identificadas indicam que o sistema requer refinamentos adicionais, e investigações estão em andamento para identificar e corrigir possíveis causas.

Nas Tabelas 14 e 15, apresenta a média e o desvio-padrão dos erros verticais e horizontais, respectivamente, obtidos em cada solução e *software*.

Tabela 14 - Análise estatística dos erros verticais obtidos pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS.

	SF L1/E1		IF	
	Experimental UNESP GBAS	PEGASUS	Experimental UNESP GBAS	PEGASUS
Média	0,5798 m	2,2617 m	0,7185 m	2,1804 m
Desvio-Padrão	0,7239 m	0,7095 m	0,6818 m	0,6802 m

Fonte: O Autor, 2026.

Tabela 15 - Análise estatística dos erros horizontais obtidos pelo protótipo Experimental UNESP GBAS e pelo PEGASUS.

	SF L1/E1		IF	
	Experimental UNESP GBAS	PEGASUS	Experimental UNESP GBAS	PEGASUS
Média	0,3951	0,2319	0,4616	0,2007
Desvio-Padrão	0,4501	0,3505	0,3523	0,1586

Fonte: O Autor, 2026.

A análise das Tabelas 14 e 15 evidencia comportamentos distintos entre cada um dos programas nos erros das componentes vertical e horizontal. Na componente vertical (Tabela 14), o Experimental UNESP GBAS apresenta desempenho superior ao

PEGASUS, com médias de erro muito menores tanto na solução SF L1/E1 (0,5798 m contra 2,2617 m) quanto na IF (0,7185 m contra 2,1804 m). Os desvios-padrão são semelhantes entre os *softwares*, indicando que a variabilidade dos erros é comparável.

Em relação a componente horizontal (Tabela 15), o cenário se inverte, o PEGASUS apresenta médias de erro menores em ambas as soluções, especialmente na IF, onde alcança 0,2007 m contra 0,4616 m do Experimental UNESP GBAS. Além disso, seus desvios-padrão também são inferiores, indicando maior estabilidade e menor dispersão dos erros nessa componente.

5. CONSIDERAÇÕES FINAIS E RECOMENDAÇÕES FUTURAS

Neste trabalho realizou-se o desenvolvimento e avaliação do desempenho de um algoritmo GBAS operando com Multifrequência e Multiconstelação GNSS, denominado Protótipo Experimental UNESP GBAS. Assim, no decorrer deste trabalho, foi realizado uma revisão dos principais conceitos para a implementação de um sistema GBAS, além de compreender melhor os modelos matemáticos envolvidos para atender as etapas estabelecidas.

O Experimental UNESP GBAS englobou todos os passos necessários, de acordo com a literatura, nos subsistemas de solo e aeronave almejando a multifrequência e multiconstelação GNSS (utilizando, por hora, as constelações GPS e Galileo). Foram apresentados dois experimentos, o primeiro para um dia sem ocorrência de cintilação ionosférica, e um segundo para um dia com ocorrência de forte cintilação ionosférica.

No primeiro experimento, foram avaliados os métodos de processamento de simples frequência, utilizando as portadoras L1/E1 e L5/E5a, com o objetivo de analisar o desempenho do algoritmo em cada uma delas e em ambos os subsistemas de processamento, solo e aeronave. Já no segundo experimento, seguiu-se a mesma metodologia, porém com a inclusão da combinação Iono-Free na comparação, permitindo uma análise mais abrangente entre as diferentes combinações.

Em ambos os experimentos, o subsistema de solo apontou bom desempenho por parte do algoritmo, apresentando resultados condizentes aos verificados na literatura. No primeiro experimento, para o subsistema da aeronave, os resultados obtidos indicaram que a componente horizontal apresentou um melhor desempenho, para ambas as combinações de simples frequência utilizadas (SF L1/E1 e SF L5/E5a) atendendo aos critérios de integridade para a categoria CAT-I na maioria das épocas, com diferença mínima entre eles, sendo de 99,879% para SF L1/E1 e de 99,833% para SF L5/E5a. Já na componente vertical, embora mais de 93% das épocas tenham atendido aos requisitos, observou-se um número maior de épocas em que o nível de proteção ultrapassou o limite de alerta e, em menor quantidade, de erros posicionais superiores ao nível de proteção, evidenciando maior sensibilidade desta componente a efeitos sistemáticos presentes nos sinais GNSS.

Em relação ao segundo experimento, o subsistema da aeronave apresentou nos resultados que a combinação IF apresentou o melhor desempenho entre todas as combinações, considerando as especificações para a categoria CAT-I. Na componente horizontal, obteve-se 99,999% de épocas operacionais, com apenas 1 perda de integridade

(PE > PL), enquanto SF L1/E1 e SF L5/E5a apresentaram 99,994% e 99,984%, com 8 e 4 perdas de integridade (PE > PL), respectivamente. Em relação ao nível de proteção horizontal excedendo o limite de alerta, a IF não registrou ocorrências, contra 1 para SF L1/E1 e 21 para SF L5/E5a.

Na componente vertical, a IF também foi superior, com 91,7% de épocas operacionais, seguido por SF L1/E1 (90,6%) e SF L5/E5a (89,052%). A combinação IF teve 88 épocas classificadas como MI, contra 81 (SF L1/E1) e 39 (SF L5/E5a). Para épocas em que o sistema estava inutilizável (SU), a IF teve a menor proporção (8,24%), seguido de SF L1/E1 (9,374%) e SF L5/E5a (10,896%). Esses resultados reforçam a robustez da combinação IF, especialmente sob condições fortes de cintilação ionosférica.

Foi realizado uma comparação entre o Experimental UNESP GBAS e o *software* de referência PEGASUS. As análises em solo mostraram que o Experimental UNESP GBAS reproduziu de forma consistente o comportamento do PEGASUS, apesar de maior variabilidade e ausência de alguns controles de qualidade, destacando-se melhor desempenho na combinação IF. Na aeronave, os parâmetros PL e PE acompanharam a tendência com os resultados do PEGASUS, mas com maior dispersão e picos, sobretudo na componente vertical. De modo geral, os resultados indicam que o programa apresenta resultados de certa forma coerentes, embora ainda seja necessário realizar ajustes adicionais. Destaca-se a remoção de satélites e outros aspectos do processamento, como por exemplo nos monitores CCD e perdas de ciclo, que devem ser investigados mais profundamente nos códigos implementados para melhorar sua robustez e integridade em aplicações de navegação aérea.

Pode-se afirmar que esta pesquisa alcançou seu objetivo ao desenvolver um algoritmo, contemplando todas as etapas viáveis para os subsistemas de solo e de aeronave em um sistema GBAS. Além disso, constatou-se que as combinações implementadas no algoritmo apresentaram desempenho compatível com o relatado na literatura, com a área de estudo e com as condições ionosféricas observadas nos períodos analisados. No entanto, algumas limitações e dificuldades enfrentadas ao longo do trabalho merecem destaque e podem servir de base para recomendações em estudos futuros:

- Aplicação e aprimoramento de estratégias de monitoramento de integridade, visando ao aumento da integridade do GBAS no Brasil.
- Utilização da metodologia sugerida para o GAST E (MURPHY et al., 2023), em cenários de forte cintilação ionosférica, com ênfase na

combinação linear DFree, a qual não foi empregada neste estudo para o posicionamento DGNSS no GBAS.

- Adoção de novos sinais de satélite, juntamente com a inclusão de outras constelações, visando aumentar sua robustez no GBAS multifrequência e multiconstelação e a reduzir os impactos da ionosfera.
- Explorar de forma mais consistente os modelos estocásticos envolvidos no sistema GBAS, visando à redução da perda de integridade no contexto do território brasileiro.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BLEWITT, G. **An automatic editing algorithm for GPS data**. Geophysical Research Letters, v. v. 17, n.3, p.199-202. 1990.

CAMARGO P. O. **Controle de qualidade aplicado ao Filtro de Kalman**, Curitiba, 1992. 94 p. Dissertação (Mestrado) – Setor de Tecnologia, Universidade Federal do Paraná, Curitiba.

CIRCIU, Mihaela-Simona et al. **Evaluation of dual frequency GBAS performance using flight data**. In: Proceedings of the 2014 International Technical Meeting of The Institute of Navigation. 2014. p. 645-656.

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.

CIRCIU, Mihaela-Simona. **Integrity aspects for dual-frequency dual-constellation ground-based augmentation system (GBAS)**. Lehrstuhl für Navigation (DLR), 2020.

CONKER, R. S.; EL-ARINI, M. B.; HEGARTY, C. J.; HSIAO, T. **Modeling the effects of ionospheric scintillation on GPS/Satellite-Based augmentation system availability**. Radio Science, vol. 38, n. 1, 2003. pp. 1-23.

DAL POZ, W. R. **Investigações Preliminares Sobre a Influência do Clima Espacial no Posicionamento Relativo com GNSS**. 2010. 159p. Tese (Doutorado Ciências Cartográficas) – Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho” Presidente Prudente.

DE SOUZA, F. T. L., SILVA, W. C., SILVA, C. M., TSUCHIYA, I., MONICO, J. F. G., **"Development and Evaluation of a Multi-constellation Multi-frequency GBAS Prototype for Air Navigation,"** Proceedings of the 2025 International Technical Meeting of The Institute of Navigation, Long Beach, California, January 2025, pp. 378-400. <https://doi.org/10.33012/2025.20029>.

EUROCONTROL **Supporting European Aviation. PEGASUS**. Disponível em: <<https://www.eurocontrol.int/pegasus>>. Acesso em 29 de ago. de 2025.

EUCONTROL (2003). PEGASUS Technical Note Mars2, PEG-TN-MARS2.

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.

FEDRIZZI, M. **Estudo do efeito das tempestades magnéticas sobre a ionosfera utilizando dados do GPS**. Tese de Doutorado em Geofísica Espacial, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2003. 223p.

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.; BELABBAS, B.; MEURER, M.; STANISAK, M.. **Concept for a Dual Frequency Dual Constellation GBAS**. ION GNSS+ 2015, 28th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation, Institute of Navigation, Sep 2015, Tampa, Florida, United States. pp 1519 - 1525. hal-01272779.

FELUX, M.; CIRCIU, M.-S.; GERBETH, D.; CAAMANO, M. **Future GBAS Processing: do we need an ionosphere-free mode?** In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS, 2017, Hong Kong. **Proceedings** [...]. Bonn: DLR, 2017a.

FELUX, M.; CIRCIU, M.S.; LEE, J.; HOLZAFEL, F. **Ionospheric Gradient Threat Mitigation in Future Dual Frequency GBAS**. International Journal of Aerospace Engineering, vol. 2017, Article ID 4326018, 10 pages, 2017b. Disponível em: <<https://doi.org/10.1155/2017/4326018>>. Acesso: 12 mar. 2024.

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.

FONSECA JÚNIOR, Edvaldo Simoes da. **O sistema GPS como ferramenta para avaliação da refração ionosférica no Brasil**. 2002. Tese de Doutorado. Universidade de São Paulo.

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

GERBETH, D. et al. **Nominal performance of future dual frequency dual constellation GBAS**. International Journal of Aerospace Engineering, v. 2016, n. 1, p. 6835282, 2016.

GERBETH, D. et al. **Airborne ionospheric gradient monitoring for dual-frequency GBAS**. In: Proceedings of the 2022 International Technical Meeting of The Institute of Navigation. 2022. p. 1110-1122.

GPS – The Global Positioning System. **Space segment**. 2024. Disponível em: <http://www.gps.gov/systems/gps/space/#generations/>. Acesso: 28 jul. 2025.

HWANG, Patrick Y.; MCGRAW, Gary A.; BADER, John R. **Enhanced differential GPS carrier-smoothed code processing using dual-frequency measurements**. Navigation, v. 46, n. 2, p. 127-137, 1999.

IAC. Information and analysis center for positioning, navigation and timing. **GLONASS 2024**. Disponível em <https://www.glonass-iac.ru/en/GLONASS/>. Acesso em: 29 ago. 2024.

IAC. Information and analysis center for positioning, navigation and timing. **BEIDOU CONSTELLATION STATUS**. Disponível em <https://glonass-iac.ru/beidou/sostavOG/>. Acesso em: 29 ago. 2024.

IAC. Information and analysis center for positioning, navigation and timing. **Galileo CONSTELLATION STATUS**. Disponível em <https://glonass-iac.ru/galileo/sostavOG/>. Acesso em: 29 ago. 2024.

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://aaiaans.org/sites/default/files/CNS%20Documents/ICAO%20Amedment%2088%20to%20Annex%2010.pdf>.

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

JIANG, Y., MILNER, C.; MACABIAU, C. (2017). **Code carrier divergence monitoring for dual-frequency GBAS**. GPS Solutions, 21(2), 769–781. <https://doi.org/10.1007/s10291-016-0567-4>.

KIRCHHOFF, V. W. J. H. **Introdução à geofísica espacial**. São Paulo: Nova Stella, Ed. USP/FAPESP, 1991. 149 p.

LANGLEY, R.B.; TEUNISSEN, P. J. G.; MONTENBRUCK, O. **Introduction to GNSS**. In: TEUNISSEN, P. J. G.; MONTENBRUCK, O. (eds) Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems. Springer, Berlin, 2017.

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.

MARINI-PEREIRA, L.; PULLEN, S.; MORAES, A. O.; SOUSASANTOS, J. **GBAS operation in low latitudes - Part 1: challenges, mitigations, and future prospects**. Journal of Airspace Technology and Management, v. 13, n. e4621, 2021. DOI: 10.1590/jatm.v13.1236.

MATSUOKA, M. T.; CAMARGO, P. O. **Cálculo do TEC usando dados de receptores GPS de dupla frequência para produção de mapa da ionosfera para região brasileira**. Revista Brasileira de Cartografia, v. 56, n. 1, p. 14-27, jul. 2004.

MATSUOKA, M. T. **Influência de diferentes condições da ionosfera no posicionamento por ponto com GPS: Avaliação na região brasileira**. 2007. 263p. 2007. Tese de Doutorado. Tese (Doutorado em Ciências Cartográficas) -Programa de Pós-Graduação em Ciências Cartográficas, Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Estadual Paulista, Presidente Prudente.

MONICO, J. F. G et al. **The GNSS NavAer INCT Project Overview and Main Results**. Journal of Aerospace Technology and Management, 14, 1–23, 2022. <https://doi.org/10.1590/jatm.v14.1249>.

MONICO, J. F. G. **Posicionamento pelo GNSS: descrição, fundamentos e aplicações**. 2ª ed. São Paulo: editora UNESP, 476 p., 2008.

MUELLA, M. T. A. H.; DE PAULA, E. R.; KANTOR, I. J.; REZENDE, L. F. C.; SMORIGO, P. F. **Occurrence and zonal drifts of small-scale ionospheric irregularities over an equatorial station during solar maximum – magnetic quiet and disturbed conditions**. Advances in Space Research, vol. 43, n. 12, 2009. pp. 1957-1973.

MURPHY, T. et al. **Managing Long Time Constant and Variable Rate Carrier Smoothing for DFMC GBAS**. In: Proceedings of the 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023). 2023. p. 925-946.

MURPHY, T. et al. **Availability of iono gradient detection with alternative architectures for DFMC GBAS**. In: Proceedings of the 35th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2022). [S.l.: s.n.], 2022a. p. 12–33.

MURPHY, T. et al. **Ionospheric gradient monitoring for dual frequency multi-constellation GBAS**. In: Proceedings of the 2022 International Technical Meeting of The Institute of Navigation. [S.l.: s.n.], 2022. p. 1075–1097.

MURPHY, T. et al. **Alternative architecture for dual frequency multi-constellation GBAS**. In: Proceedings of the 34th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2021). [S.l.: s.n.], 2021. p. 1334–1374.

PEREIRA, V. A. S. **Investigação da Usabilidade do GBAS no Brasil**. 2018. Tese (Doutorado em Ciências Cartográficas) – Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”, Presidente Prudente.

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.

ROBERT, Emilien et al. **Development of a European ionosphere threat model in support of GBAS deployment**. In: 2018 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS). IEEE, 2018. p. 1181-1190.

RODRIGUES, F. S. **Estudo das irregularidades ionosféricas equatoriais utilizando GPS**. Dissertação de Mestrado em Geofísica Espacial, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2003. 175p.

ROTONDO, G., THEVENON, P., MILNER, C., MACABIAU, C., FELUX, M., HORNBOSTEL, A., & CIRCIU, M. S. (2015). **Methodology for determining pseudorange noise and multipath models for a multi-constellation, multi-frequency**

GBAS system. Institute of Navigation International Technical Meeting 2015, ITM 2015, 383–392.

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.

SABATINI, R.; MOORE, T.; RAMASAMY, S. **Global navigation satellite systems performance analysis and augmentation strategies in aviation.** Progress in Aerospace Sciences, v. 95, p. 45-98, 2017. ISSN 0376-0421. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.10.002>. Acesso em: 11 de março de 2025.

SAHAI, Y.; FAGUNDES, P.R.; BITTENCOURT, J.A. **Transequatorial F-region ionospheric plasma bubbles: solar cycle effects.** Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, v. 62, n. 15, 1337-1383, Oct. 2000.

SAITO, S., YOSHIHARA, T. (2018). **Impact assessment of ionospheric scintillation associated with plasma bubbles on GAST-D ground integrity monitors.** Proceedings of the 31st International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, ION GNSS+ 2018, 2186–2194. <https://doi.org/10.33012/2018.15854>.

SANTOS, P.M.T. **Estudo das derivas zonais das irregularidades de plasma ionosférico na região brasileira.** 2001. 117p. Dissertação (Mestrado em Geofísica Espacial) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São Jose dos Campos.

SANZ SUBIRANA, J.; JUAN ZORNOZA, J. M.; HERNÁNDEZ-PAJARES, M. **GNSS Measurements and Data Preprocessing.** In: GNSS Data Processing. Volume I: Fundamentals and Algorithms. ESA (European Space Agency). P. 65, May 2013.

SEEBER, G. **Satellite Geodesy: Foundations, Methods, and Applications.** Berlin, New York: Walter de Gruyter, 2003.

SILVA, W. D. C. **GBAS: Fundamentos, simulações e análises de disponibilidade em função do sigma vig.** 2020. Dissertação (Mestrado em Ciências Cartográficas) – Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”, Presidente Prudente.

SILVA, C. M. D., SILVA, W. D. C., DE SOUZA, F. T. L., MONICO, J. F. G., ALVES, D. B. M., TSUCHIYA, I., BALVEDI, G., MURPHY, T., SAITO, S., WICHGERS, J. **Assessing the Performance of Dual-Frequency Multi-Constellation GBAS Architectures during Periods of Ionospheric Scintillation in Brazil.** In: Proceedings of the 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023). 2023. p. 1855-1878.

SILVA, W. D. C., SILVA, C. M. D., DE SOUZA, F. T. L., MONICO, J. F. G., TSUCHIYA, Í., CACCIOPOLI, N. **The Influence of Pseudorange Smoothing Time in GBAS Under Ionospheric Scintillation.** In: Proceedings of the 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023). 2023. p. 1734-1746.

SOARES, A.P. **Monitoração de anomalias em comunicações via satélite**. In: XVI Seminário Nacional de Produção e Transmissão de Energia Elétrica, Campinas, SP, Brasil, 21 a 26 de outubro, 2001.

SOUSASANTOS, J.; MARINI-PEREIRA, L.; MORAES, A. O.; PULLEN, S. **GBAS operation in low latitudes - Part 2: space weather, ionospheric behavior and challenges**. Journal of Airspace Technology and Management. v. 13, n. e4821, 2021. DOI: 10.1590/jatm.v13.1237.

SOUZA, A. L. C. **GNSS single frequency ionospheric model for equatorial plasma bubbles detection in the brazilian region**. 2023. Tese de Doutorado. Disponível em: <<http://hdl.handle.net/11449/250170>>.

SUBIRANA, J. S.; ZORNOZA, J.M.J.; PAJARES, M.H. **Code-Carrier Divergence Effect**. 2012. Disponível em: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Code-Carrier_Divergence_Effect. Acesso em 12 mar. 2024.

TEUNISSEN, P. J. G.: **Testing Theory: an introduction**. Editora: Delft University Press, Delft/Holanda 2000.

TOSSAINT, M., SAMSON, J., TORAN, F., VENTURA-TRAVERSE, 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, Vol. 54, No. 2, Summer 2007, pp. 153-162.

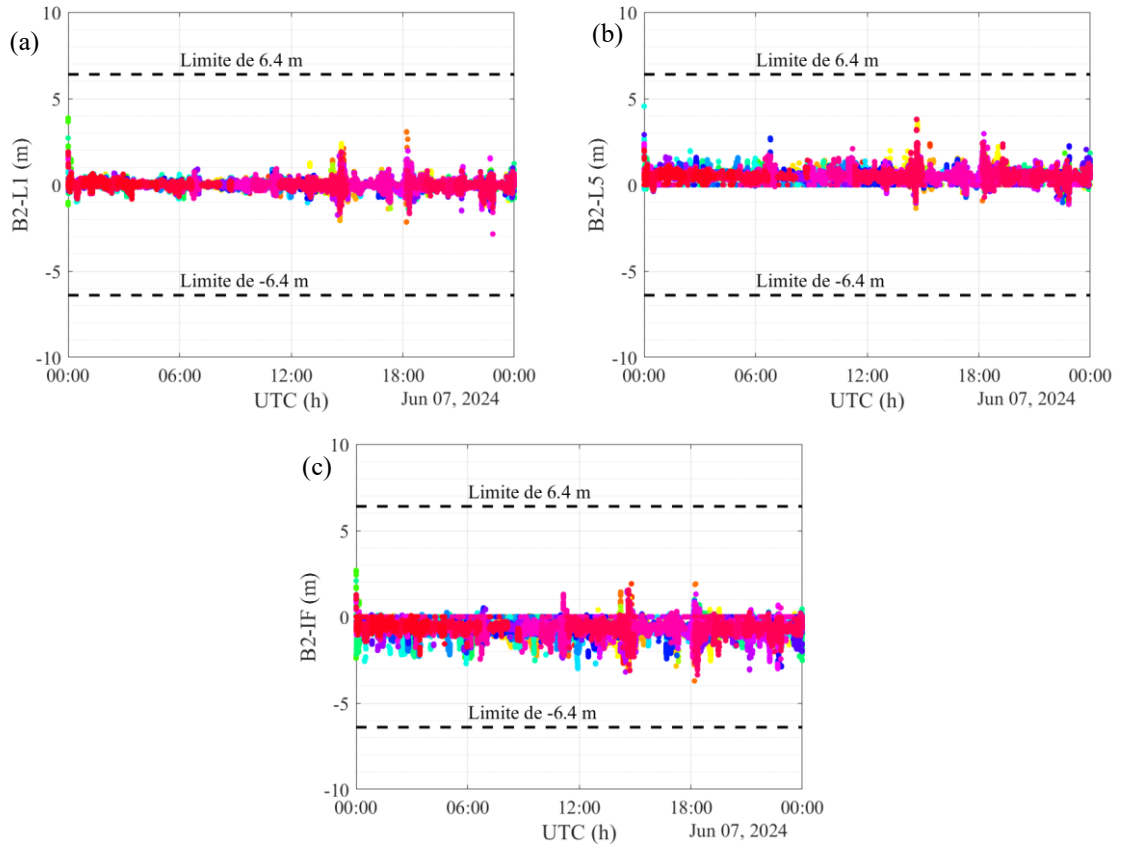
VAN DIERENDONCK, A. J.; KLOBUCHAR, J.; HUA, Q. **Ionospheric scintillation monitoring using commercial single frequency C/A code receivers**. Proceedings of the Institute of Navigation, Alexandria, 1993. pp. 1324-1333

WEBSTER, I., **A Regional Model for Prediction of Ionospheric Delay for Single Frequency Users of the Global Positioning System**. 1993. Dissertação. Department of Surveying Engineering, University of New Brunswick, New Brunswick, Canada.

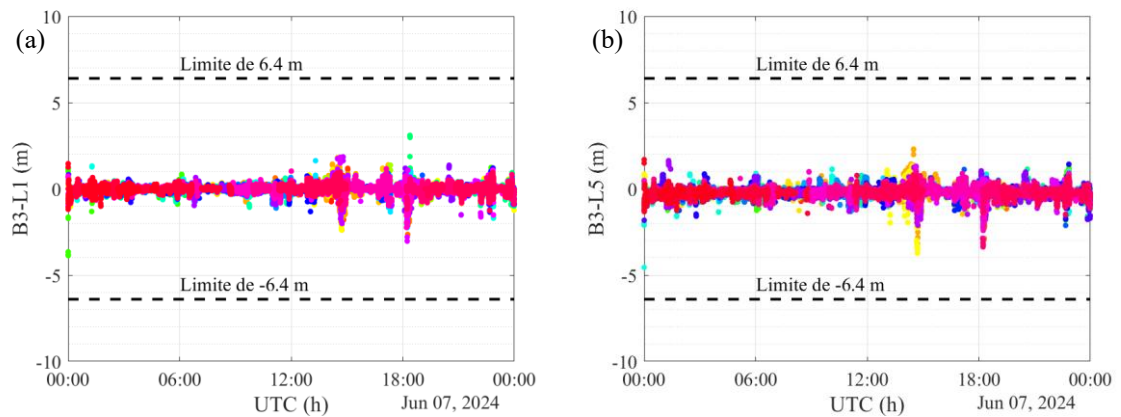
ZABALEGUI, P. et al. **A review of the evolution of the integrity methods applied in GNSS**. IEEE Access, v. 8, p. 45813-45824, 2020.

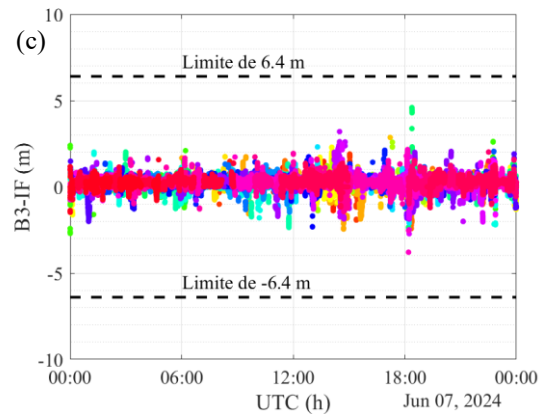
APÊNDICE A – B-Values (159/2024 – Fraca cintilação ionosférica)

Parâmetros de integridade (B2). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) IFree.

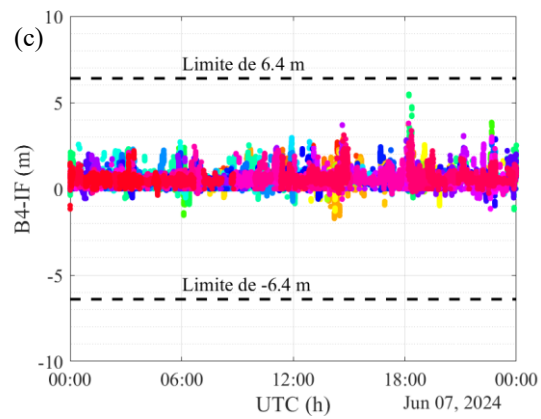
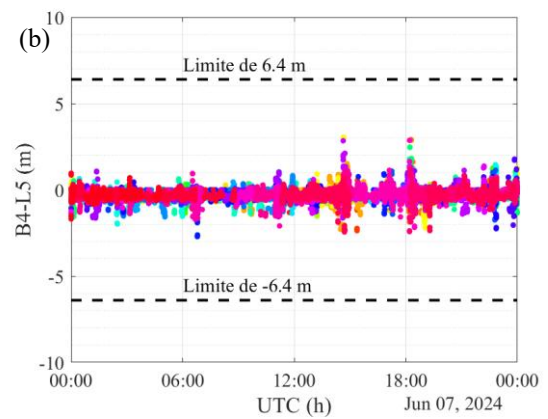
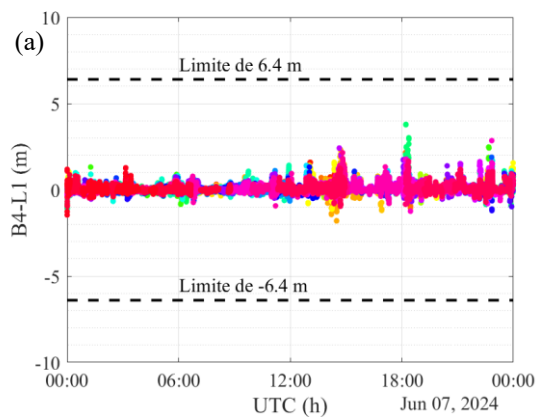


Parâmetros de integridade (B3). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) IFree.



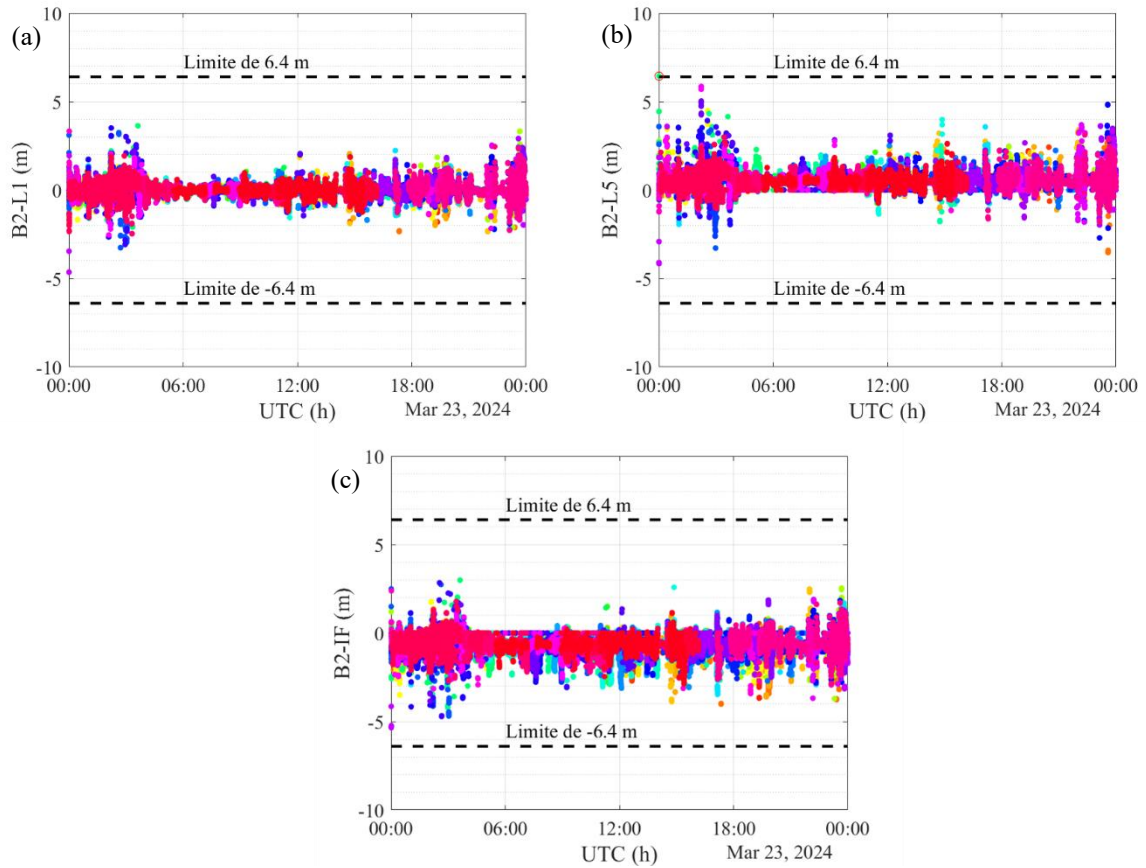


Parâmetros de integridade (B4). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) IFree.

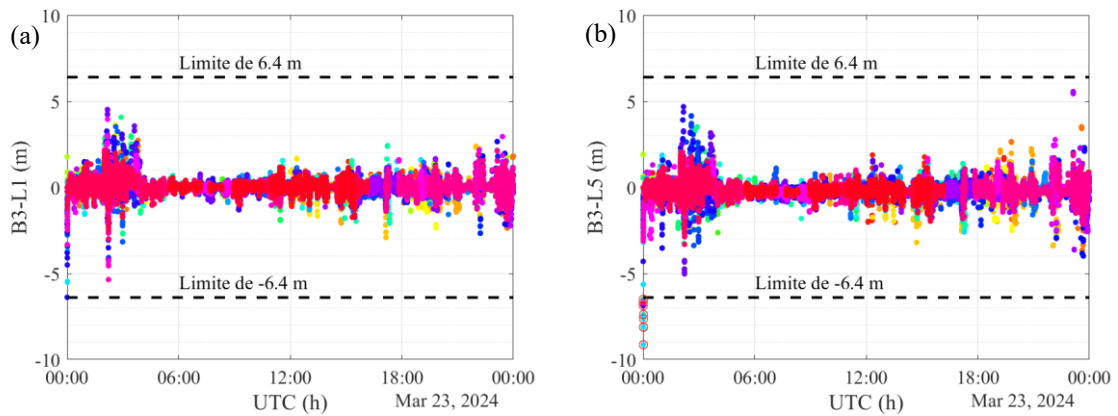


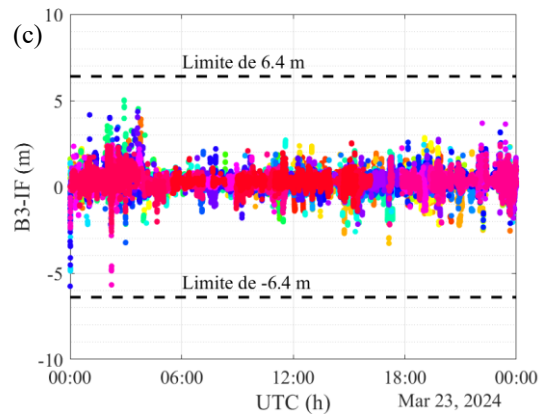
APÊNDICE B – B-Values (083/2024 – Forte cintilação ionosférica)

Parâmetros de integridade (B2). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) IFree.

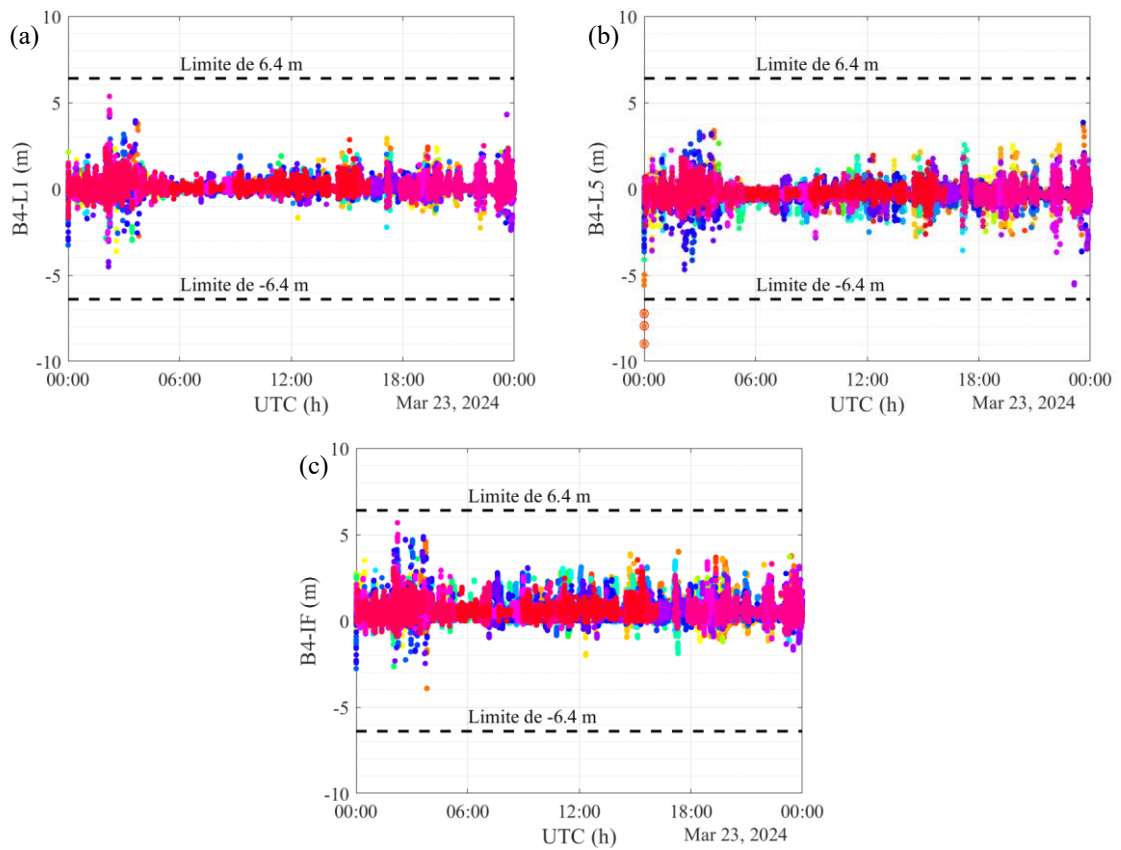


Parâmetros de integridade (B3). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) IFree.





Parâmetros de integridade (B4). Sendo (a) simples frequência L1/E1, (b) simples frequência L5/E5a e (c) IFree.



DADOS CURRICULARES

IDENTIFICAÇÃO	
	30 de novembro de 2000
Nacionalidade	Brasileira
Nome em citações bibliográficas:	De Souza, F. T. L. / Souza, F. T. L.
Currículo Lattes	< http://lattes.cnpq.br/8988531289685909 >
ORCID	< https://orcid.org/0000-0002-8867-4389 >
FORMAÇÃO ACADÊMICA	
2018-2023	Bacharelado em Engenharia Cartográfica e de Agrimensura Faculdade de Ciências e Tecnologia – FCT, Universidade Estadual Paulista - UNESP
2023-2026	Mestrado em Ciências Cartográficas Programa de Pós-Graduação em Ciências Cartográficas – PPGCC, Faculdade de Ciências e Tecnologia – FCT, Universidade Estadual Paulista - UNESP