

UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARANÁ

LUCAS DOS SANTOS BEZERRA

INVESTIGAÇÃO DO POSICIONAMENTO PELO GNSS NA NAVEGAÇÃO AÉREA:
APLICAÇÃO DE CORREÇÕES ATMOSFÉRICAS SSR E DO MONITORAMENTO
DA INTEGRIDADE

CURITIBA

2022

LUCAS DOS SANTOS BEZERRA

INVESTIGAÇÃO DO POSICIONAMENTO PELO GNSS NA NAVEGAÇÃO AÉREA:
APLICAÇÃO DE CORREÇÕES ATMOSFÉRICAS SSR E DO MONITORAMENTO
DA INTEGRIDADE

Dissertação apresentada ao curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, Setor de Ciências da Terra, Universidade Federal do Paraná, como requisito parcial à obtenção do título de Mestre em Ciências Geodésicas.

Orientador: Prof. Dr. Paulo Sérgio de Oliveira Júnior

Coorientadora: Profa. Dra. Claudia Pereira Krueger

CURITIBA

2022

DADOS INTERNACIONAIS DE CATALOGAÇÃO NA PUBLICAÇÃO (CIP)
UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARANÁ
SISTEMA DE BIBLIOTECAS – BIBLIOTECA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

Bezerra, Lucas dos Santos

Investigação do posicionamento pelo GNSS na navegação aérea:
aplicação de correções atmosféricas SSR e do monitoramento da
integridade / Lucas dos Santos Bezerra. – Curitiba, 2022.

1 recurso on-line : PDF.

Dissertação (Mestrado) - Universidade Federal do Paraná, Setor de
Ciências da Terra, Programa de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas.

Orientador: Prof. Dr. Paulo Sérgio de Oliveira Júnior

Coorientadora: Profa. Dra. Claudia Pereira Krueger

1. Navegação aérea. 2. Sistema de Posicionamento Global. I. Oliveira
Júnior, Paulo Sérgio de. II. Krueger, Claudia Pereira. III. Universidade
Federal do Paraná. Programa de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas.
IV. Título.

Bibliotecária: Roseny Rivelini Morciani CRB-9/1585

TERMO DE APROVAÇÃO

Os membros da Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Programa de Pós-Graduação CIÊNCIAS GEODÉSICAS da Universidade Federal do Paraná foram convocados para realizar a arguição da Dissertação de Mestrado de **LUCAS DOS SANTOS BEZERRA** intitulada: **INVESTIGAÇÃO DO POSICIONAMENTO PELO GNSS NA NAVEGAÇÃO AÉREA: APLICAÇÃO DE CORREÇÕES ATMOSFÉRICAS SSR E MONITORAMENTO DA INTEGRIDADE**, sob orientação do Prof. Dr. PAULO SERGIO DE OLIVEIRA JUNIOR, que após terem inquirido o aluno e realizada a avaliação do trabalho, são de parecer pela sua APROVAÇÃO no rito de defesa.

A outorga do título de mestre está sujeita à homologação pelo colegiado, ao atendimento de todas as indicações e correções solicitadas pela banca e ao pleno atendimento das demandas regimentais do Programa de Pós-Graduação.

CURITIBA, 16 de Agosto de 2022.

Assinatura Eletrônica

17/08/2022 11:06:49.0

PAULO SERGIO DE OLIVEIRA JUNIOR

Presidente da Banca Examinadora

Assinatura Eletrônica

17/08/2022 09:27:39.0

ÉRICA SANTOS MATOS BALUTA

Avaliador Interno (UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARANÁ)

Assinatura Eletrônica

17/08/2022 11:11:41.0

VINICIUS AMADEU STUANI PEREIRA

Avaliador Externo (UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ)

Este trabalho é dedicado:

Aos meus pais.

Às minhas irmãs.

Aos meus sobrinhos.

*Porque mesmo longe, lá em
São Paulo, sempre trouxeram
amor, carinho e incentivo nos
momentos mais difíceis.*

AGRADECIMENTOS

Ao meu orientador, Prof. Dr. Paulo Sérgio de Oliveira Júnior, por todo o aprendizado, pela confiança, consideração e incentivo durante a pesquisa, mas sobretudo pela amizade.

À minha coorientadora, Prof.^a Dra. Claudia Pereira Krueger, pelo ensinamento e pelas oportunidades concedidas desde quando comecei a iniciação científica e, posteriormente, no projeto de conclusão de graduação.

Aos professores da banca avaliadora, Dra. Erica Santos Matos Baluta e Dr. Vinicius Amadeus Stuaní Pereira, pelas sugestões, correções e demais contribuições.

Aos professores e técnicos do Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas e aos colegas dos laboratórios, em especial do Laboratório de Geodésia Espacial e Hidrografia (LAGEH) pela convivência durante o período da iniciação científica e graduação.

À Universidade Federal do Paraná (UFPR) e ao Curso de Engenharia Cartográfica e de Agrimensura, pelas oportunidades e pela transformação que me proporcionaram.

Ao projeto Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia “Tecnologia GNSS no Suporte à Navegação Aérea” (INCT GNSS-NavAer) pelo fornecimento dos dados utilizados nesta pesquisa.

Ao Grupo de Estudos em Geodésia Espacial (GEGE) pelas reuniões com troca de conhecimento e aprendizagem.

À Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES) pela bolsa de estudos.

“They like what science gives them, but not the questions, no. Not the questions that science asks!”

Mr. Rzykruski
(*Frankenweenie*, 2012)

RESUMO

Uma das mais importantes aplicações do GNSS (*Global Navigation Satellite System*) é a navegação aérea. Para dar suporte às fases de aproximação precisa e de pouso de aeronaves foi desenvolvido o GBAS (*Ground-Based Augmentation System*) devido à sua capacidade de atender acurácia e garantir segurança de voo. O GBAS, fundamentado no DGNSS (*Differential GNSS*), pode mitigar uma grande parcela dos erros que incidem na observável de pseudodistância, enviando correções diferenciais estimadas por uma rede de receptores dispostos nos arredores de um aeroporto. Contudo, uma das principais fontes de erro que afeta a qualidade da navegação em tempo real é decorrente do atraso ionosférico. Nesse contexto, experimentos conduzidos em uma estação GBAS instalada no aeroporto do Galeão (RJ) certificaram que, por conta de sua localização em zona ionosférica de baixa latitude, sua operação é restrita a determinadas estações do ano e horários do dia. Por isso, uma investigação sobre a possibilidade de consolidação de um sistema GBAS no Brasil é fundamental, haja vista que o território brasileiro está sujeito à intensa atividade ionosférica. O GBAS, derivado do DGNSS, se baseia no princípio da OSR (*Observation-Space Representation*), no qual todos os erros observados pelas estações de referência em solo são agrupados e, em seguida, transmitidos para corrigir a posição da aeronave. Todavia, o Posicionamento por Ponto Preciso (PPP) com resolução de ambiguidades, denominado na literatura como PPP-RTK (*PPP - Real-Time Kinematic*), está fundamentado no conceito da SSR (*State-Space Representation*). Por meio da SSR, os erros sistemáticos (ionosfera, troposfera, órbitas, relógio e tendência instrumental dos satélites) são modelados individualmente, possibilitando uma representação mais próxima da realidade física desses efeitos. Sendo assim, o objetivo desta pesquisa visa investigar a contribuição do PPP-RTK na navegação aérea, com a aplicação de correções atmosféricas SSR em uma área de estudo na região brasileira. Por este motivo, foram feitas comparações entre dois experimentos. No primeiro, foram processados dados de duas estações da rede global do IGS (*International GNSS Service*) situadas em Cachoeira Paulista (SP), sendo uma referência e a outra simulando o usuário móvel, formando uma linha de base de, aproximadamente, 1,85 km, semelhante à realidade de uma estação GBAS. Nesta investigação, as ambiguidades foram fixadas no PPP, com e sem a aplicação de correções atmosféricas SSR. Constatou-se que o uso de correções SSR permitiu a separação de erros que incidem no posicionamento GNSS e, mesmo com a presença de irregularidades ionosféricas no período analisado, a solução de ambiguidades se manteve estável. No segundo experimento foi avaliada uma simulação operacional do GBAS no *software* PEGASUS, desenvolvido pela empresa EUROCONTROL. Através de uma rede local de receptores de referência, a finalidade deste experimento foi analisar a performance da categoria de aproximação de precisão GAST-C para dois períodos distintos, considerando um dia com máxima atividade ionosférica e outro com mínima. Verificou-se instabilidade para o dia com maiores perturbações na ionosfera e um percentual menor de disponibilidade dos serviços de navegação, os quais permaneceram inoperantes durante metade do período considerado e não atenderam ao requisito exigido.

Palavras-chave: GBAS; PPP-RTK; SSR; PEGASUS; navegação aérea.

ABSTRACT

One of the most important applications of GNSS (Global Navigation Satellite System) is air navigation. In order to support aircraft phases of precision approach and landing, GBAS (Ground-Based Augmentation System) was developed due to its ability to meet accuracy and to ensure flight safety. GBAS, based on DGNSS (Differential GNSS), can mitigate a large share of errors that exert influence on pseudorange observable, by sending differential corrections estimated from a receivers' network located in airport surroundings. However, one of the major error sources that affects the quality of real-time navigation is on account of ionospheric delay. In this context, experiments performed in a GBAS station deployed at Galeão airport (RJ) certified that, due to its location in an ionospheric zone of low latitude, its operation is restricted to certain seasons of the year and hours of day. For this reason, an investigation into the possibility of consolidating a GBAS system in Brazil is essential, given that the location of the Brazilian territory is prone to intense ionospheric activity. GBAS, derived from DGNSS, is grounded in the principle of OSR (Observation-Space Representation), in which all errors observed by ground reference stations are lumped together and then sent to correct the aircraft's position. Nevertheless, PPP with ambiguity resolution, known in the literature as PPP-RTK (PPP - Real-Time Kinematic), is founded on the concept of SSR (State-Space Representation). Through SSR, systematic errors (ionosphere, troposphere, orbits, clock, and satellite biases) are individually modeled, enabling a closer representation of the physical reality of these effects. Therefore, the purpose of this research is to investigate the contribution of PPP-RTK with SSR atmospheric corrections in a study area in the Brazilian region. For this reason, comparisons were made between two experiments. In the first one, data from two IGS global network stations located in Cachoeira Paulista (SP) were processed, one being a reference and the other simulating the rover user, forming a baseline of approximately 1.85 km, similar to the reality of a GBAS station. In this investigation, ambiguities were fixed in PPP, with and without application of SSR atmospheric corrections. It was found that the use of SSR corrections allowed the separation of errors that affect the GNSS positioning and, even with the presence of ionospheric irregularities in the analyzed period, the fixing of ambiguities was kept stable. In the second experiment an operational simulation of GBAS was evaluated in PEGASUS software, developed by EUROCONTROL. There was instability for the day with superior disturbances in ionosphere and a lower percentage of availability of navigation services, which remained inoperative for half the period considered and did not meet the required requirement.

Keywords: GBAS; PPP-RTK; SSR; PEGASUS; air navigation.

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 – SBAS AO REDOR DO MUNDO	28
FIGURA 2 – REPRESENTAÇÃO GEOMÉTRICA DO POSICIONAMENTO POR SATÉLITE	31
FIGURA 3 – PRINCÍPIO DO POSICIONAMENTO POR SATÉLITE	32
FIGURA 4 – FASE DA ONDA PORTADORA.....	37
FIGURA 5 – ERROS PRESENTES NAS OBSERVÁVEIS.....	46
FIGURA 6 – DIVISÃO DA ATMOSFERA EM FUNÇÃO DA TEMPERATURA E DA IONIZAÇÃO	48
FIGURA 7 – REPRESENTAÇÃO DO STEC NA DIREÇÃO DO SATÉLITE AO RECEPTOR	49
FIGURA 8 – GEOMETRIA DA TRAJETÓRIA DA REFRAÇÃO IONOSFÉRICA.....	54
FIGURA 9 – SUBDIVISÕES DA IONOSFERA.....	56
FIGURA 10 – MANCHAS SOLARES NA SUPERFÍCIE SOLAR.....	57
FIGURA 11 – PROGRESSÃO DOS CICLOS DE MANCHAS SOLARES 24 E 25 ...	58
FIGURA 12 – DIVISÃO DA TERRA EM REGIÕES IONOSFÉRICAS.....	59
FIGURA 13 – INFLUÊNCIA DO VENTO SOLAR E DO FLUXO DE PARTÍCULAS NO CAMPO GEOMAGNÉTICO	60
FIGURA 14 – MAPA VTEC DE DO BRASIL EM OUTUBRO/2001 PARA 14-15 HL (ESQUERDA) E 21-22 HL (DIREITA)	61
FIGURA 15 – CAMPO MAGNÉTICO E AMAS PARA O ANO DE 2005	62
FIGURA 16 – MAPA DE TEC PARA O MÊS DE MARÇO (23h59 UT)	63
FIGURA 17 – PRINCÍPIO FUNDAMENTAL DO DGNSS.....	67
FIGURA 18 – OSR VS. SSR.....	78
FIGURA 19 – INTERPRETAÇÃO GEOMÉTRICA DAS AMBIGUIDADES DE FASE.....	79
FIGURA 20 – TENDÊNCIA DE FASE PARA O RECEPTOR E O SATÉLITE.....	80
FIGURA 21 – REPRESENTAÇÃO DAS CATEGORIAS DE APROXIMAÇÃO DO ILS	85
FIGURA 22 – COMPARAÇÃO ENTRE ROTAS CONVENCIONAIS, RNAV E RNP	86
FIGURA 23 – ILUSTRAÇÃO DA RELAÇÃO ENTRE OS PARÂMETROS (PE, AL E PE) E OS EVENTOS DE INTEGRIDADE (MI E HMI).....	90
FIGURA 24 – <i>STANFORD PLOT</i>	91
FIGURA 25 – LIMITE DE ALERTA E NÍVEL DE PROTEÇÃO.....	91

FIGURA 26 – ARQUITETURA DO SBAS	96
FIGURA 27 – ARQUITETURA DO GBAS	98
FIGURA 28 – TELA DE VOO INDICANDO APROXIMAÇÃO POR GLS	102
FIGURA 29 – SELEÇÃO DA APROXIMAÇÃO POR GLS NO COMPUTADOR DE BORDO	102
FIGURA 30 – ESTRUTURA DE PROCESSAMENTO DO PPP-RTK	114
FIGURA 31 – LOCALIZAÇÃO DAS ESTAÇÕES UTILIZADAS E A GEOMETRIA FORMADA	116
FIGURA 32 – DISCREPÂNCIAS DE POSICIONAMENTO EM RELAÇÃO ÀS COORDENADAS DE REFERÊNCIA (ESQUERDA) E DESVIOS-PADRÃO FORMAIS (DIREITA) NO DIA 025/2020 ÀS 14H.....	119
FIGURA 33 – DISCREPÂNCIAS DE POSICIONAMENTO EM RELAÇÃO ÀS COORDENADAS DE REFERÊNCIA (ESQUERDA) E DESVIOS-PADRÃO FORMAIS (DIREITA) NO DIA 025/2020 ÀS 16H.....	119
FIGURA 34 – DISCREPÂNCIAS DE POSICIONAMENTO EM RELAÇÃO ÀS COORDENADAS DE REFERÊNCIA (ESQUERDA) E DESVIOS-PADRÃO FORMAIS (DIREITA) NO DIA 025/2020 ÀS 18H.....	120
FIGURA 35 – TEC CALCULADO PARA A ESTAÇÃO CHPG NO DIA 025/2020 ...	121
FIGURA 36 – AMBIGUIDADES FIXADAS PARA CADA SATÉLITE NA SESSÃO DAS 14H NO DIA 025/2020	123
FIGURA 37 – AMBIGUIDADES FIXADAS PARA CADA SATÉLITE NA SESSÃO DAS 16H, NO DIA 025/2020	124
FIGURA 38 – AMBIGUIDADES FIXADAS PARA CADA SATÉLITE NA SESSÃO DAS 18H, NO DIA 025/2020	125
FIGURA 39 – INTERFACE PRINCIPAL DO PEGASUS	127
FIGURA 40 – LOCALIZAÇÃO DOS RECEPTORES EM PRESIDENTE PRUDENTE (SP).....	128
FIGURA 41 - TEC CALCULADO PARA A ESTAÇÃO PPTE NOS DIAS 321/2019 E 144/2020	129
FIGURA 42 – FLUXOGRAMA DAS ETAPAS DE PROCESSAMENTO NO SOFTWARE PEGASUS	131
FIGURA 43 – MÓDULO <i>CONVERTOR</i>	131
FIGURA 44 – MÓDULO <i>GNSS_SOLUTION</i>	134

FIGURA 45 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 321/2019 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L1-L2	135
FIGURA 46 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 321/2019 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L1-L5	136
FIGURA 47 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 321/2019 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L5-L1	136
FIGURA 48 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 144/2020 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L1-L2	137
FIGURA 49 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 144/2020 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L1-L5	137
FIGURA 50 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 144/2020 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L5-L1	138
FIGURA 51 – ESTIMATIVA DO GAD PARA OS DIAS 321/2019 E 144/2020	139
FIGURA 52 – PERFORMANCE DOS ERROS DE POSIÇÃO E NÍVEIS DE PROTEÇÃO PARA O DIA 321/2019 NA CATEGORIA GAST-C	141
FIGURA 53 – PERFORMANCE DOS ERROS DE POSIÇÃO E NÍVEIS DE PROTEÇÃO PARA O DIA 144/2020 NA CATEGORIA GAST-C	143
FIGURA 54 – <i>STANFORD PLOT</i> PARA O DIA 321/2019 (GAST-C).....	145
FIGURA 55 – <i>STANFORD PLOT</i> PARA O DIA 144/2020 (GAST-C).....	146

LISTA DE TABELAS

TABELA 1 – RESUMO DAS PROPRIEDADES DAS CONSTELAÇÕES GNSS	29
TABELA 2 – PRODUTOS DO IGS PARA GPS E GLONASS	72
TABELA 3 – SÍNTESE DOS ERROS NO PPP	75
TABELA 4 – REQUISITOS PARA APROXIMAÇÕES PRECISAS E POUSOS	93
TABELA 5 – LIMITES E TEMPO DE ALERTA PARA APROXIMAÇÕES PRECISAS E POUSOS	93
TABELA 6 – POTENCIAL DE OPERAÇÃO DOS SISTEMAS DE AUMENTO DO GNSS	97
TABELA 7 – TIPOS DE MENSAGENS GBAS TRANSMITIDAS VIA VHF	99
TABELA 8 – CATEGORIAS DE APROXIMAÇÃO DO GLS	103
TABELA 9 – VALORES DE K_{ffmd} PARA AS CATEGORIAS CAT-I, CAT-II E CAT- III	107
TABELA 10 – PARÂMETROS DO GAD	109
TABELA 11 – PARÂMETROS DO AAD DO RECEPTOR DA AERONAVE	110
TABELA 12 – CONFIGURAÇÕES DE PROCESSAMENTO DA ESTAÇÃO DE REFERÊNCIA E DA ESTAÇÃO QUE SIMULA O USUÁRIO MÓVEL	115
TABELA 13 – COORDENADAS DAS ESTAÇÕES CHPG E CHPI.....	116
TABELA 14 – MODELOS DE RECEPTORES E ANTENAS DAS ESTAÇÕES CHPG E CHPI	117
TABELA 15 – ESTRATÉGIAS DE PROCESSAMENTO DA ESTAÇÃO CHPG.....	118
TABELA 16 – COORDENADAS DOS RECEPTORES EM PRESIDENTE PRUDENTE (SP)	129
TABELA 17 – ESTRATÉGIA DE PROCESSAMENTO DO GBAS NO SOFTWARE PEGASUS.....	132
TABELA 18 – PARÂMETROS ADOTADOS NO MÓDULO GBASMESSENGER...	132
TABELA 19 – PERFORMANCE DOS ERROS DE POSIÇÃO E DOS NÍVEIS DE PROTEÇÃO PARA O DIA 321/2019.....	144
TABELA 20 – PERFORMANCE DOS ERROS DE POSIÇÃO E DOS NÍVEIS DE PROTEÇÃO PARA O DIA 144/2020.....	144
TABELA 21 – DISPONIBILIDADE PARA OS DIAS 321/2019 E 144/2020 NA CATEGORIA GAST-C	147

LISTA DE ABREVIATURAS

AAD	- <i>Aircraft Accuracy Designator</i>
AIE	- Anomalia de Ionização Equatorial
AL	- <i>Alert Limit</i>
AMAS	- Anomalia Magnética do Atlântico Sul
ANAC	- Agência Nacional de Aviação Civil
C/A	- <i>Coarse Acquisition</i>
CAPES	- Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior
CDDIS	- <i>Crustal Dynamics Data Information System</i>
CDMA	- <i>Code Division Multiple Access</i>
CNES	- <i>Centre National d'Études Spatiales</i>
CNPq	- Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico
CODE	- <i>Center for Orbit Determination in Europe</i>
CONUS	- <i>Conterminous United States</i>
CSC	- <i>Carrier-Smoothed Code</i>
DCB	- <i>Differential Code Bias</i>
DECEA	- Departamento de Controle do Espaço Aéreo
DGNSS	- <i>Differential GNSS</i>
DGPS	- <i>Differential GPS</i>
DH	- <i>Decision Height</i>
DLR	- <i>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt</i>
DOP	- <i>Dilution of Precision</i>
EGNOS	- <i>European Geostationary Navigation Overlay Service</i>
ESA	- <i>European Space Agency</i>
FAA	- <i>Federal Aviation Administration</i>
FAS	- <i>Final Approach Segment</i>
FCB	- <i>Fractional-Cycle Bias</i>
FDMA	- <i>Frequency Division Multiple Access</i>
GAD	- <i>Ground Accuracy Designator</i>
GAST	- <i>GBAS Approach Service Types</i>
GBAS	- <i>Ground-Based Augmentation System</i>
GIM	- <i>Global Ionospheric Map</i>

GLONASS	- <i>Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema</i>
GLS	- <i>GBAS Landing System</i>
GNSS	- <i>Global Navigation Satellite System</i>
GPA	- <i>Glide Path Angle</i>
GPS	- <i>Global Positioning System</i>
GRP	- <i>GBAS Reference Point</i>
HAL	- <i>Horizontal Alert Limit</i>
HL	- Horário local
HMI	- <i>Hazardously Misleading Information</i>
HPE	- <i>Horizontal Position Error</i>
HPL	- <i>Horizontal Protection Level</i>
IBGE	- Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística
ICAO	- <i>International Civil Aviation Organization</i>
IDW	- <i>Inverse Distance Weighted</i>
IGS	- <i>International GNSS Service</i>
ILS	- <i>Instrument Landing System</i>
INCT	- Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia
IONEX	- <i>Ionospheric Map Exchange Format</i>
IPP	- <i>Ionospheric Piercing Point</i>
IPPP	- <i>Integer PPP</i>
MGEX	- <i>Multi-GNSS Experiment</i>
MI	- <i>Misleading Information</i>
MMQ	- Método dos Mínimos Quadrados
MMR	- <i>Multi-Mode Receiver</i>
MOPS	- <i>Minimum Operational Performance Standards</i>
NDB	- <i>Non-Directional Beacon</i>
NL	- <i>Narrow-lane</i>
NPA	- <i>Non-precision approach</i>
NRTK	- <i>Network RTK</i>
OSR	- <i>Observation-Space Representation</i>
PA	- <i>Precision Approach</i>
PBN	- <i>Performance Based Navigation</i>
PE	- <i>Position Error</i>

PEGASUS	- <i>Prototype EGNOS and GBAS Analysis System Using SAPPHIRE</i>
PL	- <i>Protection Level</i>
PPP	- <i>Posicionamento por Ponto Preciso</i>
PPP-AR	- <i>PPP with Ambiguity Resolution</i>
PPP-Wizard	- <i>PPP with Integer and Zero-difference Ambiguity Resolution Demonstrator</i>
PR	- <i>Pseudorange</i>
PRC	- <i>Pseudorange Correction</i>
PRN	- <i>Pseudorandom Noise</i>
RNAV	- <i>Area Navigation</i>
RNP	- <i>Required Navigation Performance</i>
RRC	- <i>Range rate correction</i>
RTCA	- <i>Radio Technical Commission for Aeronautics</i>
RTCM	- <i>Radio Technical Commission for Maritime Services</i>
RT-IPP	- <i>Real-Time Integer PPP</i>
RTK	- <i>Real-Time Kinematic</i>
RVR	- <i>Runway Visual Range</i>
SA	- <i>Selective Availability</i>
SARPs	- <i>Standards and Recommended Practices</i>
SBAS	- <i>Satellite-Based Augmentation System</i>
SIRGAS	- <i>Sistema de Referência Geocêntrico para as Américas</i>
SSR	- <i>State-Space Representation</i>
STEC	- <i>Slant TEC</i>
TEC	- <i>Total Electron Content</i>
TECU	- <i>TEC Unit</i>
TTA	- <i>Time to Alert Limit</i>
UFPR	- <i>Universidade Federal do Paraná</i>
VAL	- <i>Vertical Alert Limit</i>
VDB	- <i>VHF Data Broadcast</i>
VHF	- <i>Very High Frequency</i>
vig	- <i>Vertical ionospheric gradient</i>
VPE	- <i>Vertical Position Error</i>
VPL	- <i>Vertical Protection Level</i>

VTEC	- <i>Vertical TEC</i>
WAAS	- <i>Wide-Area Augmentation System</i>
WGS-84	- <i>World Geodetic System 1984</i>
WL	- <i>Wide-lane</i>
ZHD	- <i>Zenith Hydrostatic Delay</i>
ZWD	- <i>Zenith Wet Delay</i>

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	19
1.1 CONSIDERAÇÕES INICIAIS	19
1.2 OBJETIVOS	24
1.3 CONTRIBUIÇÕES DA PESQUISA	25
2 SISTEMAS GLOBAIS DE NAVEGAÇÃO POR SATÉLITES (GNSS).....	27
2.1 GENERALIDADES SOBRE O GNSS	27
2.1.1 Características dos sinais GNSS	29
2.2 PRINCÍPIO DO POSICIONAMENTO POR SATÉLITES	31
2.3 OBSERVÁVEIS GNSS	33
2.3.1 Pseudodistância	33
2.3.2 Fase da onda portadora	36
2.3.3 Combinação de observáveis	38
2.3.3.1 Combinação linear livre de ionosfera.....	38
2.3.3.2 Combinação linear livre de geometria	40
2.3.3.3 Combinação linear <i>narrow-lane</i> e <i>wide-lane</i>	41
2.3.3.4 Pseudodistância filtrada pela fase da onda portadora	42
2.4 ERROS QUE INCIDEM NAS OBSERVÁVEIS GNSS	45
2.4.1 Tendência instrumental do satélite e do receptor	46
2.4.2 Erro relativo à camada ionosférica	47
2.4.2.1 Variações ionosféricas.....	55
2.4.2.2 Irregularidades ionosféricas.....	62
3 MÉTODOS DE POSICIONAMENTO POR SATÉLITE	64
3.1 POSICIONAMENTO POR PONTO	64
3.2 POSICIONAMENTO GNSS DIFERENCIAL (DGNSS).....	65
3.3 POSICIONAMENTO POR PONTO PRECISO (PPP)	71
3.4 <i>STATE-SPACE REPRESENTATION</i> (SSR)	76
3.5 PPP COM RESOLUÇÃO DE AMBIGUIDADES EM TEMPO REAL (PPP-RTK).....	78
4 GNSS APLICADO À NAVEGAÇÃO AÉREA	83
4.1 SISTEMAS DE APROXIMAÇÃO DE PRECISÃO E DE NÃO-PRECISÃO.....	83
4.2 <i>PERFORMANCE-BASED NAVIGATION</i> (PBN)	85
4.3 REQUISITOS DE DESEMPENHO DO GNSS NA NAVEGAÇÃO AÉREA.....	87
4.4 SISTEMAS DE AUMENTO EMPREGADOS NA NAVEGAÇÃO AÉREA	94

4.4.1 GBAS	97
4.5 CÁLCULO DOS NÍVEIS DE PROTEÇÃO	103
5 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PPP-RTK COM CORREÇÕES	
ATMOSFÉRICAS SSR NA REGIÃO BRASILEIRA	113
5.1 METODOLOGIA DA AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PPP-RTK	113
5.1.1 Estratégia de processamento do método PPP-RTK	113
5.1.2 Área de estudo	116
5.2 RESULTADOS DA APLICAÇÃO DE CORREÇÕES SSR NO PPP-RTK	117
5.2.1 Análise da convergência da solução posicional	117
5.2.2 Análise da solução de ambiguidades	122
6 SIMULAÇÃO OPERACIONAL DO GBAS.....	126
6.1 METODOLOGIA DA SIMULAÇÃO OPERACIONAL DO GBAS.....	126
6.1.1 Software PEGASUS	126
6.1.2 Área de estudo e conjunto de dados	127
6.1.3 Estratégia de processamento da simulação operacional do GBAS	130
6.2 RESULTADOS DA SIMULAÇÃO OPERACIONAL DO GBAS	134
6.2.1 Análise do atraso ionosférico	134
6.2.2 Determinação da categoria do GAD	139
6.2.3 Análise dos erros de posição e níveis de proteção	140
6.2.4 Performance da acurácia, integridade e disponibilidade da simulação operacional do GBAS	144
7 CONSIDERAÇÕES FINAIS	149
REFERÊNCIAS.....	152

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONSIDERAÇÕES INICIAIS

Na aviação civil a orientação das aeronaves durante a fase de aproximação é realizada, tradicionalmente, pelo sistema de pouso por instrumentos (*Instrument Landing System* - ILS). Apesar de ampla aceitação internacional, este serviço pode apresentar riscos em decorrência de distorções no sinal enviado pelos equipamentos de solo que auxiliam o pouso, bem como pela presença de obstáculos próximos à pista. Além disso, em baixas condições de visibilidade, é necessário que o espaçamento entre as aeronaves durante a aproximação final seja aumentado por questões de segurança, o que leva ao congestionamento do espaço aéreo e, consequentemente, à diminuição da capacidade operacional do aeroporto. O efeito destas medidas impacta diretamente os passageiros, costumando provocar atrasos e até cancelamentos de voos (FELUX; DAUTERMANN; BECKER, 2013, p. 382).

A demanda crescente pelo transporte aéreo comercial e de carga motivou o investimento em métodos que resultassem na melhoria da gestão do tráfego nos aeroportos. Esse fato levou ao desenvolvimento do GBAS (*Ground-Based Augmentation System*), uma técnica mais moderna que o ILS que permite calcular a posição das aeronaves através do sistema global de navegação por satélite (*Global Navigation Satellite System* - GNSS), auxiliando nas fases de aproximação e de pouso (EUROCONTROL, 2016). Uma pesquisa que investiga o potencial de substituição do ILS pelo GBAS foi publicada por Felux, Dautermann e Becker (2013). Por meio de testes de voo realizados no aeroporto Braunschweig Wolfsburg (código ICAO: EDVE) na Alemanha, os autores constataram que o GBAS se mostrou satisfatório no atendimento às especificações da navegação aérea e permaneceu disponível durante todo o levantamento, alcançando desempenho superior em qualidade posicional comparado ao ILS.

O GBAS é um sistema de aumento que tem como base o método de posicionamento diferencial DGPS (*Differential GPS*). No GBAS, as correções diferenciais são geradas por uma rede de referência, normalmente composta por quatro receptores dispostos nas proximidades de um aeroporto. Estas correções são transmitidas via um canal de comunicação bidirecional na frequência de rádio VHF (*Very High*

Frequency), de modo que, assim, as aeronaves possam determinar suas posições acuradas (ENGE, 1999, p. 114).

Pelo fato da aproximação e do pouso serem fases críticas do voo, são enviados, juntamente às correções, parâmetros para que os computadores de bordo possam estimar um grau de confiança estatístico para a incerteza de posição, a qual é determinada em tempo real pela aeronave. Para realizar a aproximação final de forma segura, este grau de confiança, conhecido como nível de proteção (*Protection Level* - PL), precisa ser comparado com um valor de referência, denominado limite de alerta (*Alert Limit* - AL). O limite de alerta representa a tolerância máxima permitida para a incerteza decorrente da posição instantânea. Caso sejam obtidos níveis de proteção que excedam o limite de alerta, o sistema de navegação deve ser capaz de emitir avisos, dentro de um intervalo de tempo hábil, para que o piloto possa tomar decisões adequadas (DATTA-BARUA et al., 2010, p. 1141).

A atribuição de emitir avisos, à medida que identificadas falhas na determinação da posição, caracteriza um critério fundamental, conhecido como integridade (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 420). O problema da integridade é importante para muitas aplicações em tempo real, principalmente para aviação civil, ao passo que o usuário se desloca a uma velocidade muito alta e pode desviar-se repentinamente da trajetória de voo (CONLEY et al., 2006, p. 346). Nesse sentido, o conceito de integridade foi introduzido como uma medida crucial de confiabilidade das informações concedidas pelo sistema de navegação, já que a indústria do transporte aéreo dependia cada vez mais do posicionamento por satélites GNSS (ZHU et al., 2018, p. 2765).

Dentre as fontes de erro que afetam a solução de posição dos usuários do GNSS, a ionosfera tem um papel relevante (ROVIRA-GARCIA et al., 2016, p. 231). No contexto da aviação civil, a camada ionosférica provoca um dos efeitos que mais impacta a qualidade das medidas fornecidas pelo GBAS, oferecendo riscos à integridade e continuidade das operações de voo (PARK; PULLEN; ENGE, 2008, p. 285–286). O cenário brasileiro, em função do país estar localizado em baixas latitudes, está sujeito a maiores instabilidades, especialmente por conta de fenômenos como a Anomalia Magnética do Atlântico Sul, a cintilação ionosférica e a Anomalia de Ionização Equatorial (PEREIRA, 2018, p. 36; VEETIL et al., 2020, p. 14).

Devido às anomalias causadas pela ionosfera no GBAS, Datta-Barua et al. (2002) e Luo et al. (2002, 2004), pesquisadores da *Stanford University*, elaboraram

um modelo com intuito de avaliar o risco ionosférico para a zona continental dos Estados Unidos da América (EUA), conhecida como CONUS (*Conterminous United States*) (PULLEN et al., 2017, p. 2085). Esta região está inserida em um ambiente de latitudes médias, cujo comportamento local é conhecido por ser menos suscetível às irregularidades causadas pela ionosfera. O modelo de risco em questão, denominado de *CONUS Threat Model*, serviu de base para que diversas agências de aviação e institutos de pesquisa de países também situados em latitudes médias, como Alemanha, Coreia do Sul e Austrália, produzissem e adaptassem seus próprios modelos de risco, com a finalidade de validar o uso do GBAS em seus territórios (PEREIRA, 2018, p. 36).

Neste contexto, desde 2003 o Brasil, através de uma cooperação bilateral do Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) com a FAA (*Federal Aviation Administration*) dos EUA, tem realizado esforços para avaliar o uso do GBAS no espaço aéreo brasileiro. Diante disso, em julho de 2011 foi adquirida a estação GBAS *Honeywell SLS-4000 SmartPath*, sendo instalada no Aeroporto do Galeão (código ICAO: SBGL), Rio de Janeiro (RJ). A finalidade principal foi verificar a capacidade desse equipamento quando submetido às características ionosféricas intrínsecas à região equatorial de baixas latitudes, em especial durante períodos de máxima atividade solar. Entretanto, após a realização de testes preliminares na estação GBAS do Galeão, instabilidades ocorridas demonstraram que o *CONUS Threat Model* não se aplica integralmente às condições ionosféricas brasileiras (ICAO, 2014, p. 1–3).

Tendo em vista a intensidade das perturbações ionosféricas, Balvedi et al. (2016) recomendaram a realização de testes operacionais com estações GBAS no Brasil, desde que fossem evitados períodos de máxima atividade solar. Dessa forma, Pereira, Monico e Camargo (2021) estimaram parâmetros para avaliar as irregularidades ionosféricas da estação GBAS do Aeroporto do Galeão, a fim de atender às especificações do *CONUS Threat Model*. Os autores concluíram que é possível operar procedimentos precisos de pousos no Aeroporto do Galeão para categoria de aproximação CAT-I, mesmo durante o outono, estação do ano mais afetada pelo erro de ionosfera. A condição é que sejam aplicadas restrições estabelecidas por um modelo de risco ionosférico temporal desenvolvido para região.

O posicionamento pelo GNSS é amplamente empregado em aplicações que demandam alta acurácia, como, por exemplo, nas áreas da navegação aérea, terrestre e marítima, agrimensura, geodésia e geodinâmica (KRUEGER et al., 2020, p.

1370–1373). Ao longo dos anos, foram desenvolvidas diferentes técnicas de posicionamento. Dentre estas, o Posicionamento por Ponto Preciso (PPP) (ZUMBERGE et al., 1997; KOUBA; HÉROUX, 2001) é um método comumente adotado devido à disponibilidade de *softwares* de processamento gratuitos ou serviços *online*, como o RTKLIB (TAKASU, 2020) e o IBGE-PPP (IBGE, 2017). Outro aspecto que o torna vantajoso é o fato de empregar observações de apenas um receptor GNSS na posição do usuário móvel, em conjunto com produtos precisos de correção às órbitas e aos relógios dos satélites rastreados. Nesse sentido, este método tem o potencial de simplificar a logística operacional de levantamentos em campo, tendo em vista que reduz o custo de recursos humanos e instrumentais, à medida que elimina a necessidade do usuário estabelecer sua própria infraestrutura local para ter meios de adquirir dados de uma, ou mais, estações de referência (GAO; CHEN, 2004, p. 95).

No processamento do PPP é comum empregar receptores de dupla frequência para que seja possível realizar a combinação linear da observável livre de ionosfera, tanto para fase quanto para a pseudodistância, como forma de eliminar os efeitos ionosféricos de primeira ordem (LEICK, 2004, p. 254; OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 28–29). Por conta da influência da tendência instrumental de fase, provocada pela passagem do sinal GNSS pelos *hardwares* instalados no satélite e no receptor, a fase da onda portadora perde sua propriedade altamente precisa, dada a dificuldade das ambiguidades em preservar sua natureza inteira. Por esta razão, no PPP convencional não é possível fixar as ambiguidades de fase a valores inteiros, sendo necessário um longo tempo de convergência para a solução atingir um nível de acurácia ideal (GENG et al., 2011, p. 1665).

Este tempo de convergência, por sua vez, dificulta diversas aplicações que demandam resultados em tempo real (RIZOS et al., 2012, p. 2). Neste contexto, vários autores desenvolveram e propuseram modelagens com o objetivo de recuperar a propriedade inteira das ambiguidades, conforme verifica-se nos trabalhos de Collins (2008), Ge et al. (2008), Laurichesse (2008), Laurichesse et al. (2009), Collins et al. (2010) e Geng et al. (2011). Por meio destas abordagens, após serem determinadas em modo *float*, as ambiguidades podem ser fixadas em valores inteiros, desde que seja realizada a estimativa e a separação da tendência instrumental do satélite e do receptor (SHI; GAO, 2014, p. 519).

Outro fator limitante no PPP refere-se à modelagem dos efeitos de ionosfera e troposfera. Caso não seja realizada corretamente, pode-se introduzir um erro sis-

temático que também afeta a correção de ambiguidades e, por conseguinte, a acurácia e o tempo de inicialização da solução (LI; ZHANG; GE, 2011, p. 152). Para contornar estas limitações, foi desenvolvida uma técnica denominada PPP-RTK (*Real-Time Kinematic*) (WÜBBENA; SCHMITZ; BAGGE, 2005), que fornece ao PPP uma rápida convergência de vários segundos ou minutos para uma precisão de posicionamento confiável a nível centimétrico. O PPP-RTK tem como base a estimativa das tendências instrumentais de fase e das correções atmosféricas SSR geradas a partir da integração de uma rede de estações de referência RTK, responsável por estimar os erros individuais envolvidos no GNSS (TEUNISSEN; ODIJK; ZHANG, 2010, p. 223; ROVIRA-GARCIA et al., 2016, p. 232).

Cabe enfatizar que a vantagem mais significativa do PPP, assim como do PPP-RTK, se refere à fundamentação deste método no conceito SSR (*State-Space Representation*). O PPP, por meio do SSR, visa a melhor representação da realidade física dos efeitos sistemáticos, uma vez que possibilita dissociar e modelar as distintas fontes de erro individuais (relógios, órbitas e tendência instrumental dos satélites, atraso troposférico, e avanço da ionosfera) a fim de aprimorar o desempenho do posicionamento em tempo real (WÜBBENA; SCHMITZ; BAGGE, 2005, p. 2584). Já outros métodos, como o DGPS e o RTK, se baseiam no conceito OSR (*Observation-Space Representation*), no qual todos os erros observados pela estação de referência são agrupados na forma de um somatório, não permitindo separá-los para que possam ser modelados de maneira isolada (CHOY; BISNATH; RIZOS, 2017, p. 17).

No Brasil, o desafio para a realização de levantamentos GNSS em tempo real tem sido a influência provocada pela ionosfera, uma vez que o país se localiza em uma região próxima ao equador geomagnético (MARINI-PEREIRA; PULLEN; MORAES, 2021, p. 674). O PPP-RTK não é uma exceção a esta regra, pois vários estudos indicam que a modelagem dos efeitos ionosféricos é um fator limitante para o método (LIMA, 2015, p. 160; OLIVEIRA JUNIOR; MONICO; MOREL, 2020, p. 1942).

Diante das considerações citadas, pôde-se notar que o PPP-RTK tem o potencial para o desenvolvimento de estudos como forma de representar uma opção ou até uma alternativa complementar aos métodos de posicionamento em tempo real empregados na navegação aérea, como já ocorre com o DGPS. É possível, ainda, que esta técnica, por ser baseada no conceito SSR, seja capaz de promover

uma melhor modelagem matemática e estocástica dos erros atmosféricos na rede GNSS de referência, dada a importância de estimar estes efeitos com a finalidade de determinar os coeficientes inteiros das ambiguidades de fase.

Dito tudo isso, formaliza-se o problema e a proposta geral desta pesquisa: será possível empregar o método PPP-RTK com correções atmosféricas SSR, obtendo acurácia dentro de um tempo de convergência adequado para aplicações em tempo real, como no caso da navegação aérea? Desta maneira, para solucionar o problema, caracteriza-se a seguinte hipótese: se, a partir do PPP com resolução de ambiguidades, é possível obter um tempo de convergência significativamente mais rápido que o PPP convencional e ter um controle mais efetivo dos erros sistemáticos, então é possível aplicar o PPP-RTK com o objetivo de alcançar um melhor desempenho no posicionamento e ainda contribuir com o monitoramento da integridade dentro dos limites de alerta exigidos pelas normas de aviação civil.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo geral desta pesquisa é avaliar a aplicação de correções atmosféricas SSR para melhorias da performance do posicionamento GNSS e do monitoramento da integridade na navegação aérea.

Os objetivos específicos são:

1. Analisar a geração de correções atmosféricas SSR estabelecendo diferentes estratégias de processamento de usuários na região brasileira;
2. Avaliar a acurácia do posicionamento GBAS considerando distintas categorias de aproximação de precisão em função dos erros de posição;
3. Verificar os requisitos de integridade e de disponibilidade de distintas categorias de aproximação de precisão por meio dos limites de proteção e limites de alerta; e
4. Investigar o atraso ionosférico resultante do posicionamento GBAS.

1.3 CONTRIBUIÇÕES DA PESQUISA

Esta pesquisa de Mestrado visou investigar a contribuição do PPP-RTK com correções atmosféricas SSR em comparação ao método DGPS/OSR aplicado à navegação aérea na região brasileira. Atualmente, a aviação civil faz uso de posicionamento baseado apenas na frequência L1, sendo que as medidas de fase, assim como a resolução de ambiguidades, praticamente não são empregadas na navegação de aeronaves (PEREIRA; MONICO; CAMARGO, 2021, p. 3). Isso dificulta, de forma significativa, o uso do GNSS para aplicações nesse setor no Brasil, devido às condições ionosféricas do país, cuja localização está sujeita a perturbações mais intensas.

A aplicação de correções de órbita e de relógio dos satélites, em conjunto com modelos precisos de parâmetros atmosféricos SSR, viabiliza a solução dos coeficientes inteiros das ambiguidades de fase no processamento do PPP. Esta abordagem permite alcançar acurácia centimétrica e um tempo de convergência das posições quase instantâneo, com duração de poucos minutos ou até mesmo de segundos. Desta maneira, a integração do PPP-RTK visa contribuir fundamentalmente com a navegação aérea em tempo real durante a aproximação e o pouso, em especial nas regiões que apresentam restrições quanto à execução destas atividades.

Um exemplo de limitação ao uso de tecnologias modernas para pouso por GNSS ocorre no Brasil. Devido a diversas anomalias, o território brasileiro está sujeito a condições ionosféricas mais severas, o que torna complexa a implementação de sistemas de aumento, como o GBAS e o SBAS (*Satellite-Based Augmentation System*), uma vez que representa risco ao requisito de integridade durante as fases de voo mais críticas. Nesse sentido, a geração de correções atmosféricas permite aprimorar a modelagem do atraso ionosférico e, conseqüentemente, beneficiar o posicionamento de aeronaves em localidades com maiores irregularidades.

Assim, um estudo dessa natureza, voltado às tecnologias de suporte à aviação civil, se propõe a valorizar o desenvolvimento científico e tecnológico nacional, visto que pode fornecer um sistema alternativo de alta performance no âmbito do posicionamento e monitoramento da integridade mais adaptado às condições ionosféricas brasileiras. Dentre estas tecnologias de apoio à navegação aérea pode-se citar o *software* PEGASUS (*Prototype EGNOS and GBAS Analysis System Using SAPPHIRE*), desenvolvido pela empresa EUROCONTROL, que será empregado

nesta pesquisa como forma de simulação de um GBAS para avaliar a performance do sistema de aumento em diferentes categorias de aproximação de precisão.

Cabe ressaltar que outras instituições e grupos de pesquisa nacionais e internacionais estão atualmente envolvidos na estratégia de apresentar melhorias para gerenciamento do transporte aéreo. Vale mencionar os projetos SESAR (*Single European Sky ATM Research*) na Europa, e o NextGen (*Next Generation Air Transportation System*) nos EUA. Já o Centro Aeroespacial Alemão (*Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt* - DLR) concentra esforços para analisar os benefícios da integração dos conceitos de multiconstelações e multifrequências no contexto do GBAS (FELUX; DAUTERMANN; BECKER, 2013, p. 382). No cenário brasileiro, destaca-se o Instituto Nacional de Ciência e Tecnologia “Tecnologia GNSS no Suporte à Navegação Aérea” (INCT GNSS-NavAer)¹.

Por fim, os resultados desta dissertação visam contribuir para áreas prioritárias do conhecimento definidas pelo Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações (MCTI), como a Engenharia Aeroespacial e as Tecnologias da Informação e dos Transportes.

¹ O INCT GNSS-NavAer é fomentado pelo Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq - processo 465648/2014-2), pela Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP - processo 2017/50115-0) e pela Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES - processo 23038.000776/2017-54) (INCT GNSS-NAVAER, 2021).

2 SISTEMAS GLOBAIS DE NAVEGAÇÃO POR SATÉLITES (GNSS)

No capítulo 2 será apresentada uma revisão sobre as generalidades do GNSS, enfatizando as principais fontes de erro que incidem no posicionamento, em especial a tendência instrumental e o efeito relativo à camada ionosférica.

2.1 GENERALIDADES SOBRE O GNSS

No contexto das constelações de satélites artificiais, o GNSS é um termo empregado para designar o conjunto de sistemas que proporcionam aos usuários um serviço contínuo de posicionamento, de navegação e de tempo (PNT) sobre a superfície terrestre ou próxima a esta (SEEBER, 2003, p. 213; EUSPA, 2022). Diversas nações implementaram seus próprios sistemas a fim de fornecer o uso integrado e complementar de PNT para seus territórios, podendo compreender uma área de cobertura global ou regional. Dentre os principais GNSS em operação, pode-se citar (KRUEGER et al., 2020, p. 1365; GPS, 2022a):

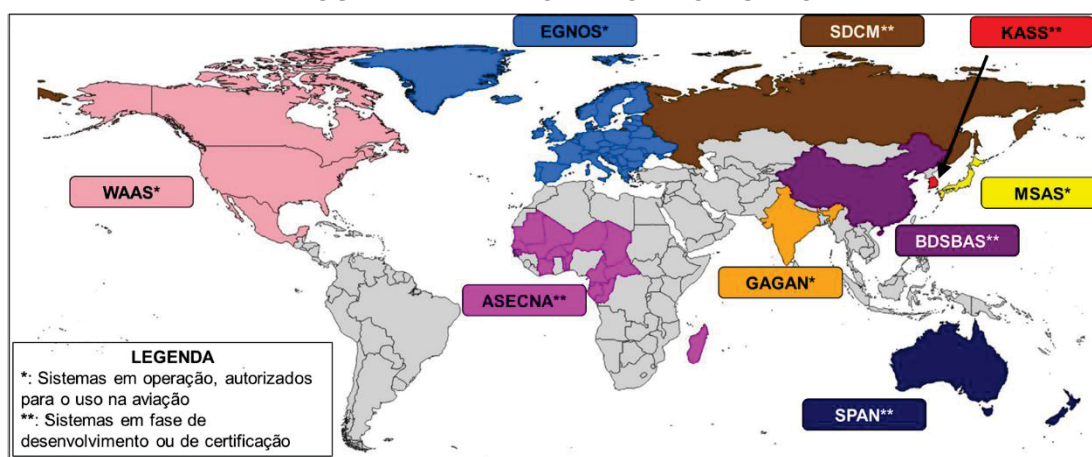
- Global: GPS (*Global Positioning System* - EUA), GLONASS (*Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema* - Rússia), Galileo (União Europeia) e BDS (*BeiDou Navigation Satellite System* - China);
- Regional: QZSS (*Quasi-Zenith Satellite System* - Japão) e IRNSS (*Indian Regional Navigation Satellite System* - Índia).

Os atuais serviços de posicionamento GNSS não são capazes de atender aos requisitos de acurácia e de integridade exigidos para aplicações de navegação em tempo real como, por exemplo, na área da aviação civil. Nesse sentido, foram concebidos os sistemas de aumento, uma ampliação complementar de informações destinadas a melhorar o desempenho e a qualidade de PNT de uma constelação de satélites (CHOY et al., 2017, p. 837). A principal capacidade desses sistemas, além da garantia de acurácia, refere-se à associação de recursos externos para o monitoramento de integridade, a fim de ratificar a disponibilidade e continuidade de fornecimento constante do serviço aos usuários, especialmente em operações críticas à segurança (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 420).

Os serviços que fornecem mensagens de correção diferencial a partir de satélites geoestacionários, com abrangência de países a continentes, são denominados de SBAS (EUSPA, 2021). Há, ainda, os sistemas de aumento de cobertura local ou regional, como os vários GBAS designados a atender, sobretudo, os principais aeroportos internacionais. Um exemplo de GBAS é o LAAS (*Local Area Augmentation System*), desenvolvido pela FAA (ENGE, 1999, p. 111).

Na FIGURA 1 são apresentadas as regiões de atuação dos principais SBAS em operação ou que estão em fase de desenvolvimento. Os sistemas de aumento, como o SBAS e o GBAS, por exemplo, serão descritos com maiores detalhes na seção 4.4.

FIGURA 1 – SBAS AO REDOR DO MUNDO²



FONTE: Adaptado de Flament, Thompson e Ahmad (2020, p. 26).

Na TABELA 1 exibe-se uma síntese das propriedades dos principais sistemas de navegação por satélite em funcionamento, a partir de dados compilados de Langley, Teunissen e Montenbruck (2017). Mais informações a respeito das constelações GNSS, principalmente sobre o contexto histórico em que foram projetadas, podem ser encontradas na literatura citada.

² Sistemas operacionais: WAAS (*Wide-Area Augmentation System* - EUA), EGNOS (*European Geostationary Navigation Overlay Service* - Europa), MSAS (*Multifunctional Satellite Augmentation System* - Japão) e GAGAN (*GPS-aided Geoaugmented Navigation* - Índia).

Sistemas em desenvolvimento ou em fase de certificação para uso na aviação: SDCM (*System of Differential Correction and Monitoring* - Rússia), BDSBAS (*BeiDou Satellite-Based Augmentation System* - China), KASS (*Korean Augmentation Satellite System* - Coreia do Sul), ASECNA (*Agency for Air Navigation Safety in Africa and Madagascar* - África Ocidental e Madagascar) e SPAN (*Southern Positioning Augmentation Network* - Austrália e Nova Zelândia).

TABELA 1 – RESUMO DAS PROPRIEDADES DAS CONSTELAÇÕES GNSS

	GPS	GLONASS	Galileo	BDS	QZSS	IRNSS
Nº satélites (previsão)	24	24	30	27 MEO, 5 GEO, 3 IGSO	3 HEO, 1 GEO	4 IGSO, 3 GEO
Planos orbitais	6	3	3	3 (MEO)	-	-
Altitude das órbitas (km)	20.200	19.100	23.222	21.528 (MEO), 35.787 (GEO; IGSO)	32.000 (HEO), 36.000 (GEO)	32.000 (IGSO), 36.000 (GEO)
Inclinação	55°	64,8°	56°	55°	39°-47°	29°-32°
Período orbital	12h	11h15	14h04	12h53 (MEO), 23h56 (IGSO)	23h56	23h56
Sistema de referência	WGS-84	PZ-90	GTRF	CGCS2000	JGS	WGS-84
Área de cobertura	Global	Global	Global	Global (MEO), Regional (GEO; IGSO)	Regional	Regional
Separação do sinal	CDMA	FDMA e CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA
Frequência (MHz)	L1: 1575, L2: 1228 L5: 1176	L1: 1602-1615 L2: 1246-1256 L3: 1204	E1: 1575 E5: 1191 E5a: 1176 E5b: 1207 E6: 1278	B1: 1575 B2: 1191 B3: 1268	L1: 1575 L2: 1228 L5: 1176 E6: 1278	L5: 1176 S: 2492
Comprimento de onda (cm)	L1: 19,0 L2: 24,4 L5: 25,5	L1: 18,6 L2: 24,0 L3: 24,9	E1: 19,0 E5: 25,2 E5a: 25,5 E5b: 24,8 E6: 23,4	B1: 19,0 B2: 25,2 B3: 23,6	L1: 19,0 L2: 24,4 L5: 25,5 E6: 23,4	L5: 25,5 S: 12,0

FONTE: Adaptado de Langley; Teunissen e Montenbruck (2017).

2.1.1 Características dos sinais GNSS

Os satélites GNSS transmitem, de forma contínua, sinais de radionavegação em duas ou mais frequências, a fim de proporcionar meios para determinação de posição em tempo real (SEEBER, 2003, p. 218). Nestes sinais estão contidos os códigos e as mensagens de navegação, informações necessárias para o cálculo do tempo de propagação do sinal e das coordenadas dos satélites. Os principais componentes dos sinais de rádio são (MONICO, 2008, p. 50; SUBIRANA; ZORNOZA; HERNÁNDEZ-PAJARES, 2013, p. 18):

- Ondas portadoras: sinais de rádio em forma de uma senoide, determinadas em uma certa frequência;

- Códigos: sequência binária (zeros e uns) que permite o receptor definir o tempo de propagação do sinal entre o satélite e o receptor. Estes códigos são conhecidos como códigos PRN (*Pseudorandom Noise*), sendo modulados sobre as fases da onda portadora;
- Mensagens de navegação: mensagens binárias que fornecem parâmetros de órbitas (ou efemérides), coeficientes para a correção do relógio do satélite, almanaque e informações sobre a saúde dos satélites.

Quanto aos códigos, o sistema GPS opera por meio de dois tipos distintos. O código C/A (*Coarse Acquisition*), transmitido na frequência 1,023 MHz, é destinado aos usuários civis, sendo modulado apenas pela portadora L1 (código C1). Já o código P (*Precise ou Protected*), modulado pelas portadoras L1 e L2 (códigos P1 e P2), é reservado para uso militar ou de usuários autorizados. Este código é transmitido na frequência 10,23 MHz, logo as medidas resultantes dele são mais precisas que as do código C/A (SUBIRANA; ZORNOZA; HERNÁNDEZ-PAJARES, 2013, p. 20).

Os satélites GPS utilizam um código PRN específico, modulado pelas portadoras L1, L2 e L5, para serem identificados. Sendo assim, todos os satélites transmitem seus sinais de rádio na mesma frequência, mas podem ser determinados pelo código exclusivo de cada satélite. Esta técnica de separação do código é denominada de CDMA (*Code Division Multiple Access*) (GPS, 2022b) que, conforme pode ser visto na TABELA 1, também é empregada pelas constelações do Galileo, do BDS, do QZSS e do IRNSS.

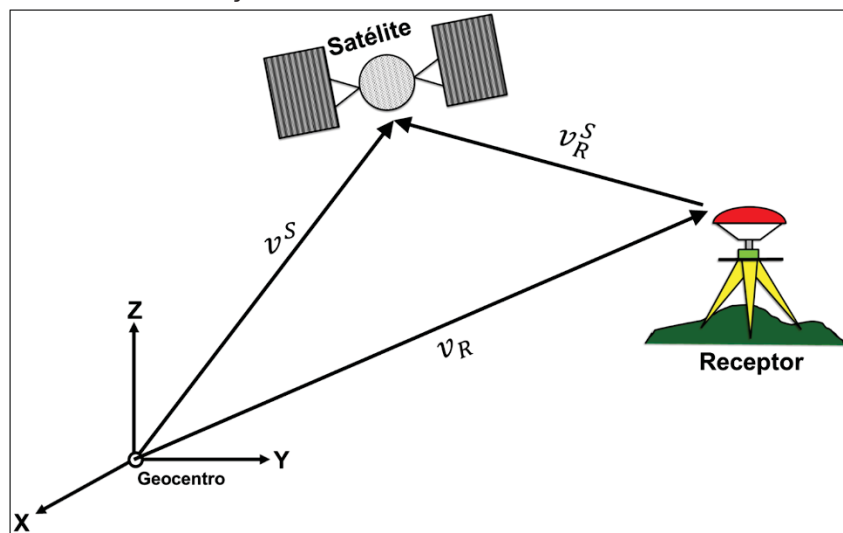
Já no caso do GLONASS, os códigos PRN se apresentam de forma semelhante ao GPS, com o código C/A (0,511 MHz) e o código P (5,11 MHz). Contudo, os códigos PRN são os mesmos para todos os satélites e, por isso, a identificação ocorre pela frequência do sinal, distinta para cada satélite. Este método de separação é conhecido como FDMA (*Frequency Division Multiple Access*) (MONICO, 2008, p. 81). No entanto, a modernização da constelação GLONASS também inclui a transmissão dos sinais pelo método CDMA nas bandas L1, L2 e L3, em conjunto com os sinais FDMA originais nas portadoras L1 e L2 (SUBIRANA; ZORNOZA; HERNÁNDEZ-PAJARES, 2013, p. 26).

Mais informações a respeito da estruturação dos sinais de outros sistemas GNSS, consultar Seeber (2003, p. 218–222) e Subirana, Zornoza e Hernández-Pajares (2013, p. 18–38).

2.2 PRINCÍPIO DO POSICIONAMENTO POR SATÉLITES

O conceito fundamental da geodésia por satélites, que visa determinar a posição tridimensional de um receptor na superfície terrestre, no mar, no ar ou no espaço, referenciado ao centro de massa da Terra, está ilustrado na FIGURA 2.

FIGURA 2 – REPRESENTAÇÃO GEOMÉTRICA DO POSICIONAMENTO POR SATÉLITE



FONTE: Adaptado de Seeber (2003, p. 135).

Como pode ser verificado, o cálculo das coordenadas do receptor do usuário (v_R) é efetuado através da solução de três vetores formados no instante de observação t (SEEBER, 2003, p. 135):

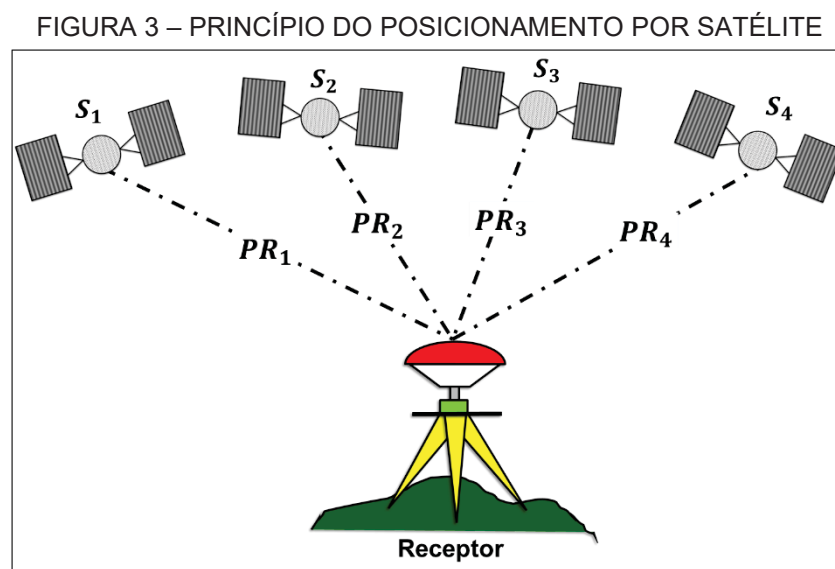
$$v^S(t) = v_R^S(t) + v_R(t) \quad (1)$$

O parâmetro a ser determinado na equação (1) é o vetor v_R , que vincula a localização do receptor ao centro de massa da Terra (geocentro). No geral, a posição do satélite v^S , em relação ao geocentro, é conhecida através dos elementos definidores das mensagens de navegação transmitidas pelo satélite (ver subseção 2.1.1). Já a medida entre o satélite e o receptor, caracterizada pelo vetor v_R^S , é efetuada através de observação registrada em campo. Nesta perspectiva, este vetor po-

deria ser representado pela distância geométrica, caso fosse conhecido o tempo que o sinal leva para se propagar do satélite até o receptor, cujos relógios devem ser ajustados de forma precisa com o tempo do sistema GNSS (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 3–4).

Sendo assim, do ponto de vista geométrico, seriam necessárias apenas três medidas de distância entre o satélite e o receptor para calcular as três coordenadas incógnitas (X , Y e Z , ou, latitude, longitude e altitude). No entanto, por conta de uma falta de sincronia dos relógios do receptor e do satélite em relação ao sistema de tempo da constelação GNSS, uma quarta observação adicional é fundamental para a resolução deste problema espacial (SEEBER, 2003, p. 211).

É por este motivo que esta medida, no contexto de propagação do sinal, se denomina pseudodistância (o prefixo *pseudo*, do grego, significa “falso”), uma vez que não coincide com a distância geométrica, em função dos erros de sincronismo entre os relógios do satélite e do receptor. Diante disso, o princípio básico do posicionamento por satélites consiste na medição simultânea das pseudodistâncias (*pseudoranges* - PR) compreendidas entre o centro de fase da antena do receptor e o centro de fase da antena de, pelo menos, quatro satélites (S), conforme visualiza-se na FIGURA 3 (KRUEGER, 1996, p. 11–12).



FONTE: Adaptado de Seeber (2003, p. 211).

2.3 OBSERVÁVEIS GNSS

A aquisição de dados no contexto do posicionamento e navegação pelo GNSS, com foco na determinação de posição, velocidade e de tempo, ocorre na forma das observáveis de pseudodistância e de fase de onda portadora (LANGLEY, 1998, p. 162).

2.3.1 Pseudodistância

A pseudodistância está relacionada com a distância entre os respectivos centros de fase da antena do satélite e do receptor, sendo derivada do tempo de transmissão e de recepção de um código PRN específico para um determinado satélite. O tempo de propagação é calculado através da máxima correlação entre os códigos PRN idênticos emitidos pelo satélite com as réplicas daqueles gerados internamente pelo receptor. Por conta desta característica, as pseudodistâncias também são conhecidas na literatura como códigos (MONICO, 2008, p. 184).

Conforme mencionado anteriormente, o erro de sincronia do tempo registrado nos relógios do satélite e do receptor faz com que a medida de pseudodistância seja diferente da distância geométrica no instante de transmissão e de recepção do sinal. Dessa maneira, a expressão de pseudodistância pode ser desenvolvida a partir da definição da distância espacial, no vácuo (LEICK, 2004, p. 171–172):

$$\rho_R^S = c(T_{GNSS_R} - T_{GNSS}^S) = c(t_R + dt_R - t^S - dt^S) \quad (2)$$

Onde:

- ρ_R^S : distância geométrica, no vácuo, entre o satélite S e o receptor R (m);
- c : velocidade da luz no vácuo (299.792.458 m/s);
- T_{GNSS_R} : tempo verdadeiro no instante de recepção do sinal pelo receptor R , no referencial de tempo do sistema GNSS (s);
- T_{GNSS}^S : tempo verdadeiro no instante de transmissão do sinal pelo satélite S , no referencial de tempo do sistema GNSS (s);

- t_R : leitura de tempo nominal registrado pelo relógio do receptor R no instante de recepção do sinal (s). O erro referente a esta leitura caracteriza o erro do relógio do receptor dt_R (s);
- t^S : leitura de tempo nominal registrado pelo relógio do satélite S no instante de transmissão do sinal (s). O erro referente a esta leitura representa o erro do relógio do satélite dt^S (s). Este valor pode ser determinado, de forma aproximada, através de um polinômio de segundo grau, cujos coeficientes estão presentes nas mensagens de navegação transmitidas. Para mais detalhes a respeito de como calcular o dt^S , consultar Monico (2008, p. 165).

Caso a propagação do sinal emitido pelo satélite fosse realizada no vácuo e não sofresse interferências, o trajeto percorrido seria equivalente à distância geométrica entre o satélite e o receptor. Entretanto, várias fontes de erro afetam a observável de pseudodistância, além do não sincronismo dos relógios já mencionado. Nesse sentido, é possível citar os efeitos causados pelas camadas da atmosfera (troposfera e ionosfera), os erros de órbita, as tendências instrumentais do receptor e do satélite, o multicaminho e o ruído do receptor. Desta forma, a expressão matemática da pseudodistância, definida a partir do código para uma dada frequência nominal k de um sistema GNSS qualquer (por exemplo, $k = L1, L2, L5...$), é escrita, em unidades de comprimento, por (LEICK, 2004, p. 172–173):

$$PR_{Rk}^S = \rho_R^S + c(dt_R - dt^S) + T + I_k + M_{PRk} + c(b_{RPRk} + b_{PRk}^S) + \xi_{PRk} \quad (3)$$

Onde:

- PR_{Rk}^S : pseudodistância entre o satélite S e o receptor R para a frequência nominal k (m);
- T : erro de troposfera (m);
- I_k : erro de ionosfera para a frequência nominal k (m);
- M_{PRk} : efeito de multicaminho na pseudodistância para a frequência nominal k (m);

- $b_{RP_{Rk}}$: tendência instrumental (*bias*) do receptor R na pseudodistância para a frequência nominal k (s);
- $b_{PS_{Rk}}^S$: tendência instrumental do satélite S na pseudodistância para a frequência nominal k (s);
- ξ_{PR_k} : erro da medida de pseudodistância para frequência nominal k (m).

Vale ressaltar que a posição do receptor e as coordenadas geocêntricas do satélite estão implícitas na distância geométrica ρ_R^S , correspondente à distância euclidiana entre os centros de fase do satélite e do receptor (LEICK, 2004, p. 173):

$$\rho_R^S = \sqrt{(X^S - X_R)^2 + (Y^S - Y_R)^2 + (Z^S - Z_R)^2} \quad (4)$$

Onde:

- (X^S, Y^S, Z^S) : coordenadas geocêntricas tridimensionais do satélite S , no sistema referencial da constelação GNSS (m). Nota-se que para calcular as coordenadas do receptor, é essencial que a posição geocêntrica e o sistema de tempo dos satélites, no instante de emissão do sinal, sejam conhecidos por meio das efemérides transmitidas em tempo real, vinculadas a um sistema referencial GNSS, ou ainda das efemérides precisas pós-processadas. O processo de cálculo das coordenadas dos satélites pode ser conferido em Monico (2008, p. 161–182);
- (X_R, Y_R, Z_R) : coordenadas do receptor R , no sistema referencial do satélite (m).

Sendo assim, as coordenadas tridimensionais e o erro de relógio do receptor (X_R, Y_R, Z_R, dt_R) correspondem aos quatro parâmetros que devem ser estimados, a partir das medidas de pseudodistância de, pelo menos, quatro satélites. Além disso, é na resolução desse problema matemático que se fundamenta o método de posicionamento por ponto, detalhado na seção 3.1.

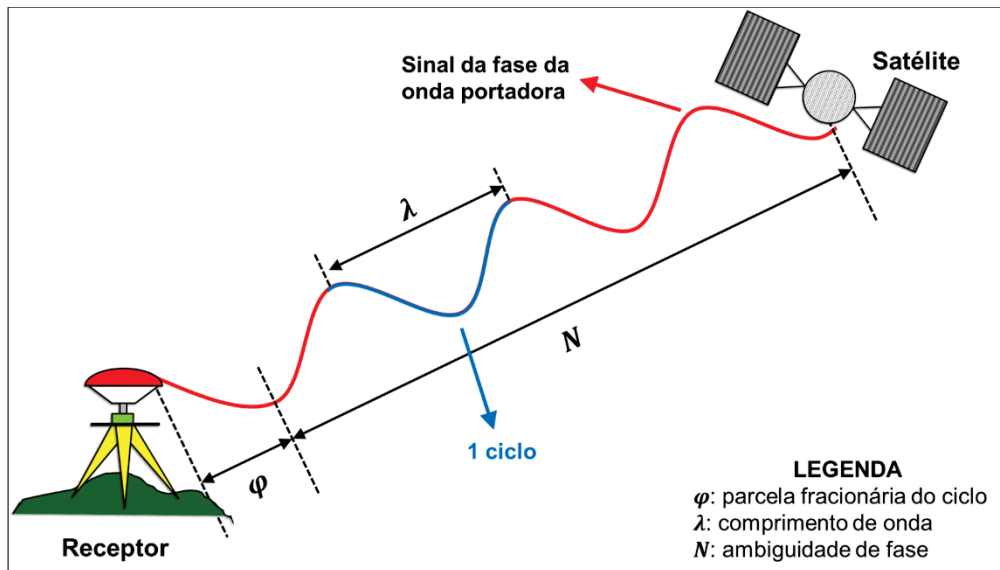
2.3.2 Fase da onda portadora

A outra observável GNSS é a fase da onda portadora, ou apenas fase. A principal vantagem desta observável é o fato de ser mais acurada em comparação à pseudodistância, podendo apresentar um grau de ruído inferior a 0,2 mm, enquanto que a pseudodistância modulada pelo código atinge uma precisão a nível decimétrico (KRUEGER, 1996, p. 9).

A fase da onda portadora, na realidade, é caracterizada por uma diferença entre a fase do sinal transmitida pelo satélite e, posteriormente, recebida pelo receptor, com a fase do sinal gerado pelo receptor, ao longo do intervalo de tempo que leva para se propagar (MONICO, 2008, p. 186). Esta observável é modulada pelos códigos e pelas mensagens de navegação. Uma situação ideal seria se a fase da onda portadora consistisse em um coeficiente inteiro dos ciclos compreendidos entre o satélite e o receptor, acrescido de sua parcela fracionária. Porém, os receptores são capazes de medir apenas a parte fracionária no momento da primeira observação e, nas épocas seguintes, controlar a entrada para quantificar o número inteiro de ciclos ingressantes. Dessa forma, o número inteiro de ciclos, que no instante inicial é considerado indeterminado, deve ser estimado por ajustamento, em conjunto com os outros parâmetros (coordenadas tridimensionais e erro de relógio do receptor). A este número inteiro desconhecido de ciclos dá-se o nome de ambiguidade da fase (LANGLEY, 1998, p. 165).

Na FIGURA 4 está ilustrada a fase da onda portadora. Por ter o formato de uma onda senoidal, a diferença entre dois picos (ou dois vales) caracteriza seu comprimento. O caminho percorrido sobre a onda entre um pico e outro (ou entre um vale e outro) define-se o ciclo, como pode ser visto em azul na imagem.

FIGURA 4 – FASE DA ONDA PORTADORA



FONTE: Adaptado de Monico (2008, p. 187).

A equação da fase para uma frequência nominal k , convertida de medidas em ciclos para uma unidade de comprimento, levando em conta os mesmos efeitos que incidem na medida de pseudodistância, é dada por (LEICK, 2004, p. 174):

$$\lambda_k \phi_{Rk}^S = \rho_R^S + c (dt_R - dt^S) + T - I_k + M_{\phi_k} + \lambda_k N_k - c (b_{R\phi_k} + b_{\phi_k}^S) + \xi_{\phi_k} \quad (5)$$

Onde:

- λ_k : comprimento de onda para a frequência nominal k (m), calculado por $\lambda_k = c/f_k$. A frequência da portadora k , em MHz, é representada por f_k ;
- ϕ_{Rk}^S : medida de fase da onda portadora entre o satélite S e o receptor R para a frequência nominal k (ciclos);
- N_k : ambiguidade de fase para a frequência nominal k (ciclos);
- M_{ϕ_k} : efeito do multicaminho na fase para a frequência nominal k (m);
- $b_{R\phi_k}$: tendência instrumental do receptor R na medida de fase para a portadora k (m);
- $b_{\phi_k}^S$: tendência instrumental do satélite S na medida de fase para a portadora k (m);
- ξ_{ϕ_k} : erro da medida de fase para a portadora k (m).

Percebe-se que na equação da pseudodistância (3) o termo referente ao erro de ionosfera é positivo, enquanto na fórmula da fase (5) é negativo. Este fato ocorre porque a fase da onda portadora sofre um avanço ao atravessar a camada ionosférica, à medida que na pseudodistância ocorre um atraso (SUBIRANA; ZORNOZA; HERNÁNDEZ-PAJARES, 2013, p. 67).

Conforme mencionado, os parâmetros que devem ser estimados, a partir da equação de fase, são as coordenadas tridimensionais, o erro de relógio do receptor e a ambiguidade de fase medida no instante inicial (X_R , Y_R , Z_R , dt_R , N). Dessa maneira, para que seja possível obter solução por meio de ajustamento, são necessárias observações de fase de onda portadora oriundas de, no mínimo, cinco satélites.

2.3.3 Combinação de observáveis

A partir das observáveis originais, é possível realizar diversas combinações com o objetivo de minimizar, ou estimar com melhor qualidade, algum efeito em particular. Dentre as aplicações beneficiadas por esta técnica, pode-se citar a resolução dos números inteiros das ambiguidades de fase, a detecção de perdas de ciclo (*cycle slips*), a redução do efeito ionosférico e a análise do erro de multicaminho (KRUEGER, 1996, p. 26; OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 22).

Serão abordadas, para fins de alcance dos objetivos desta dissertação, apenas as combinações lineares livres de ionosfera (ver subseção 2.3.3.1), livres de geometria (ver subseção 2.3.3.2), *narrow-lane* e *wide-lane* (ver subseção 2.3.3.3), assim como a pseudodistância filtrada pela fase da onda portadora (ver subseção 2.3.3.4). Mais informações a respeito de outras combinações, consultar Seeber (2003, p. 258–265).

2.3.3.1 Combinação linear livre de ionosfera

A combinação linear livre de ionosfera (*ionospheric-free linear combination*, também conhecida como *iono-free*), é capaz de reduzir, em até 99,9%, os efeitos ionosféricos de primeira ordem ao se empregar receptores GNSS de dupla frequência em levantamentos de bases longas (SUBIRANA; ZORNOZA; HERNÁNDEZ-PAJARES, 2013, p. 67). Por este motivo, a combinação livre de ionosfera é aplicada, por exemplo, no modelo matemático do PPP para mitigar a influência deste fenôme-

no (WÜBBENA; SCHMITZ; BAGGE, 2005, p. 2585). Uma melhor descrição sobre o erro relacionado à camada ionosférica pode ser conferida na subseção 2.4.2.

A equação livre dos efeitos de primeira ordem da ionosfera é obtida utilizando os coeficientes lineares m_1 e m_2 , em conjunto com as observáveis de fase das respectivas frequências das portadoras f_1 e f_2 , pertencentes a um sistema GNSS qualquer (MARQUES, 2008, p. 51):

$$\phi_{IF} = m_1\phi_1 + m_2\phi_2 \quad (6)$$

$$m_1 = \frac{f_1^2}{(f_1^2 - f_2^2)} \quad (7)$$

$$m_2 = -\frac{f_1f_2}{(f_1^2 - f_2^2)} \quad (8)$$

Onde:

- ϕ_{IF} : medida de fase da onda portadora livre de ionosfera (ciclos);
- m_1, m_2 : coeficientes da combinação linear *iono-free* (adimensional);
- ϕ_1, ϕ_2 : medida de fase para as frequências f_1 e f_2 , respectivamente (ciclos);
- f_1, f_2 : frequência das portadoras f_1 e f_2 , respectivamente (MHz).

Substituindo os valores dos coeficientes m_1 e m_2 na expressão (6), têm-se o modelo matemático da combinação *iono-free*, convertido para uma unidade métrica ao multiplicar as observáveis de fase ϕ_1 e ϕ_2 por seus respectivos comprimentos de onda λ_1 e λ_2 (SEEBER, 2003, p. 311):

$$\phi_{IF} = \frac{f_1^2}{(f_1^2 - f_2^2)} \lambda_1 \phi_1 - \frac{f_1 f_2}{(f_1^2 - f_2^2)} \lambda_2 \phi_2 \quad (9)$$

Da mesma forma, pode-se calcular a frequência f_{IF} , em MHz, o comprimento de onda λ_{IF} , em metros, e a ambiguidade N_{IF} , em ciclos, da combinação livre de ionosfera:

$$f_{IF} = m_1 f_1 + m_2 f_2 \quad (10)$$

$$\lambda_{IF} = \frac{c}{m_1 f_1 + m_2 f_2} \quad (11)$$

$$N_{IF} = m_1 N_1 + m_2 N_2 \quad (12)$$

Sendo que N_1 e N_2 representam as ambiguidades de fase das respectivas frequências das portadoras f_1 e f_2 , dadas em ciclos.

Aplicando a lei de propagação de variância e covariância (GEMAEL; MACHADO; WANDRESEN, 2015, p. 48–49) e levando em conta os desvios-padrão das observáveis de fase (σ_{ϕ_1} , σ_{ϕ_2}), pode-se determinar a incerteza para a observável da combinação *iono-free* ($\sigma_{\phi_{IF}}$), dada em metros (MARQUES, 2008, p. 53):

$$\sigma_{\phi_{IF}} = \sqrt{m_1^2 \sigma_{\phi_1}^2 + m_2^2 \sigma_{\phi_2}^2} \quad (13)$$

A frequência e o comprimento de onda, derivados da combinação *iono-free* das portadoras L1 e L2, por exemplo, são semelhantes ao da portadora L1 do GPS, ou seja, 1575,42 MHz e 19,0 cm, respectivamente. A vantagem da redução dos efeitos de primeira ordem da ionosfera só é válida para levantamentos em que se emprega receptores de dupla frequência e com linha de base longa (maior que 20 km). Caso esta distância seja curta, os erros residuais das observáveis de fase originais (σ_{ϕ_1} , σ_{ϕ_2}) podem ser propagados para o erro resultante da combinação linear ($\sigma_{\phi_{IF}}$), (MONICO, 2008, p. 220).

2.3.3.2 Combinação linear livre de geometria

A combinação linear livre de geometria é caracterizada pela diferença entre as observáveis de pseudodistância ou de fase da onda portadora para duas frequências nominais f_1 e f_2 (SUBIRANA; ZORNOZA; HERNÁNDEZ-PAJARES, 2013, p. 67):

$$PR_{GF} = PR_2 - PR_1 \quad (14)$$

$$\phi_{GF} = \lambda_1 \phi_1 - \lambda_2 \phi_2 \quad (15)$$

Onde:

- PR_{GF} : medida de pseudodistância livre de geometria (m);
- ϕ_{GF} : medida de fase da onda portadora livre de geometria (ciclos);
- PR_1, PR_2 : medida de pseudodistância para as frequências nominais f_1 e f_2 , respectivamente (m).

Esta combinação linear cancela a distância geométrica da medida e as fontes de erro que não dependem da frequência, como o efeito troposférico e os erros de relógio, por exemplo. Contudo, são mantidos no modelo todos os efeitos dependentes da frequência nominal, que inclui o atraso ionosférico, as tendências instrumentais e as ambiguidades de fase. Assim, a combinação linear livre de geometria pode ser aplicada para estimar parâmetros ionosféricos, conforme será abordado na subseção 2.4.2, e detectar perdas de ciclo e multicaminho (OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 23).

2.3.3.3 Combinação linear *narrow-lane* e *wide-lane*

A combinação linear *wide-lane* (WL) é muito útil na etapa de resolução de ambiguidades, na detecção de perdas de ciclo e de *outliers*, uma vez que a observável gerada apresenta um comprimento de onda mais largo. Ao combinar as frequências L1 e L2 da constelação GPS, por exemplo, o comprimento de onda *wide-lane* resulta em cerca de 86,4 cm (MONICO, 2008, p. 262). As fórmulas referentes à combinação linear *wide-lane* das observáveis de pseudodistância (PR_{WL}), de fase (ϕ_{WL}) e do comprimento de onda são dadas, em metros, por (SUBIRANA; ZORNOZA; HERNÁNDEZ-PAJARES, 2013, p. 67):

$$PR_{WL} = \frac{f_1 PR_1 - f_2 PR_2}{f_1 - f_2} \quad (16)$$

$$\phi_{WL} = \frac{f_1 \phi_1 - f_2 \phi_2}{f_1 - f_2} \quad (17)$$

$$\lambda_{WL} = \frac{c}{f_1 - f_2} \quad (18)$$

É importante enfatizar que, assim como os comprimentos de onda, os erros presentes nas observáveis originais também serão amplificados após a combinação *wide-lane*.

Ao contrário da combinação *wide-lane*, a combinação linear *narrow-lane* (NL) gera observáveis com comprimento de onda mais estreito, em torno de 10,7 cm a partir das portadoras L1 e L2 do GPS. A combinação *narrow-lane* para pseudodistância (PR_{NL}) e fase (ϕ_{NL}), assim como seu comprimento de onda respectivo (λ_{NL}), pode ser obtida, em metros, através das seguintes equações (SUBIRANA; ZORNOZA; HERNÁNDEZ-PAJARES, 2013, p. 68):

$$PR_{NL} = \frac{f_1 PR_1 + f_2 PR_2}{f_1 + f_2} \quad (19)$$

$$\phi_{NL} = \frac{f_1 \phi_1 + f_2 \phi_2}{f_1 + f_2} \quad (20)$$

$$\lambda_{NL} = \frac{c}{f_1 + f_2} \quad (21)$$

A combinação *narrow-lane* tem a vantagem de apresentar um ruído inferior às observáveis originais e, por isso, é capaz de fornecer resultados melhores do nível de acurácia posicional nos processamentos GNSS. Todavia, o comprimento de onda mais curto torna a resolução de ambiguidades mais difícil em comparação a outras combinações lineares. Assim, recomenda-se a aplicação da combinação *narrow-lane*, principalmente quando a linha de base entre as estações for mais curta (SEEBER, 2003, p. 263). No capítulo 5 as combinações *wide-lane* e *narrow-lane* serão empregadas em um experimento de modo a possibilitar a resolução das ambiguidades inteiras.

2.3.3.4 Pseudodistância filtrada pela fase da onda portadora

A filtragem³ da pseudodistância pela fase da onda portadora é um processo que combina medidas de código, as quais apresentam maior nível de ruído e menor

³ O termo filtragem da pseudodistância pela fase onda portadora também é adotado na literatura como suavização da pseudodistância (código) pela fase, do inglês *carrier-smoothed code* (CSC). Esta terminologia pode ser conferida nos trabalhos de Krueger (1996), Prado (2001), Simili e Pervan (2006), Sejas e Krueger (2007), e Li et al. (2015).

precisão, com medidas de fase da onda portadora, que são mais precisas (SEEBER, 2003, p. 296). O conceito desta técnica aproveita o baixo ruído das observáveis de fase, de poucos milímetros, para minimizar os ruídos das medidas do código, que são de alguns metros. Assim, novas pseudodistâncias são obtidas sem a necessidade de se resolver as ambiguidades, resultando em uma precisão intermediária em relação àquela alcançada a partir do código e da fase da onda portadora (PRADO, 2001, p. 14).

De acordo com Krueger (1994, p. 44) as primeiras investigações a respeito da combinação linear entre as observáveis de pseudodistância e de fase foram introduzidas por Hatch (1983), sendo aprimoradas por Lachapelle et al. (1986) *apud* Seeber (2003, p. 296–297). Como a fase da onda portadora é mais suscetível às perdas de ciclo e requer a resolução das ambiguidades inteiras no início do rastreo, Lachapelle et al. (1986) propôs um algoritmo no qual um fator de ponderação dependente da época é incluído. O filtro proposto por Lachapelle et al. (1986) para a pseudodistância filtrada pela fase da onda portadora, para a época t , é dado por (SEJAS; KRUEGER, 2007, p. 342; LI et al., 2015, p. 5354–5355):

$$PR_{CSC}(t) = \omega PR(t) + (1 - \omega) \left(PR_{CSC}(t - 1) + \lambda (\phi(t) - \phi(t - 1)) \right) \quad (22)$$

$$\omega = \frac{\Delta t}{\tau} \quad (23)$$

Onde:

- $PR_{CSC}(t)$: pseudodistância filtrada pela fase da onda portadora, na época de observação atual t (m);
- $PR(t)$: pseudodistância bruta observada na época de observação atual t (m);
- $PR_{CSC}(t - 1)$: pseudodistância filtrada pela fase da onda portadora, na época de observação anterior $t - 1$ (m);
- $\phi(t)$: medida de fase da onda portadora, na época de observação atual t (ciclos);
- $\phi(t - 1)$: medida de fase da onda portadora, na época de observação anterior $t - 1$ (ciclos);

- ω : função peso do filtro (adimensional), dada pela razão entre o intervalo de amostragem do filtro (Δt) e a constante de tempo do filtro de suavização (τ).

Os respectivos pesos atribuídos às medidas de pseudodistância e de fase da onda portadora são funções do tempo decorrido desde o início das observações da fase, ou desde a última perda de sinal ocorrida. Para a primeira época ($t = 1$) o peso é fixado como sendo igual a 1 e, por este motivo, a pseudodistância suavizada (PR_{CSC}) torna-se numericamente igual à pseudodistância bruta observada (PR), tendo em vista que o segundo termo do lado direito da equação (22) é anulado. Sucessivamente, minimiza-se o peso ω e dá-se maior relevância ao termo que contém as medidas de fase, desde que não haja interrupções por perdas de ciclo, quando o processo de filtragem deverá ser reinicializado com $\omega = 1$ (SEJAS; KRUEGER, 2007, p. 342).

No entanto, segundo Jin (1996, p. 20) e Matsuoka e Camargo (2004, p. 19), a fórmula (22) não é adequada para representar um estimador de mínimos quadrados recursivo, já que é realizada uma suposição implícita no sentido da variância de fase ser zero. A equação teórica mais rigorosa para a filtragem da pseudodistância pela fase é dada por (JIN, 1996, p. 20):

$$PR_{CSC}(t) = PR_{CSC}(t-1) \frac{\sigma_{PR(t)}^2 + t \sigma_{\phi(t)}^2}{t(\sigma_{PR(t)}^2 + \sigma_{\phi(t)}^2)} + [PR_{CSC}(t) - PR_{CSC}(t-1)] \quad (24)$$

Onde:

- $\sigma_{PR(t)}^2$: variância da medida bruta de pseudodistância registrada, na época de observação atual t (m^2);
- $\sigma_{\phi(t)}^2$: variância da medida de fase da onda portadora, na época de observação atual t (m^2).

A variância da pseudodistância filtrada pela fase na época de observação atual t ($\sigma_{PR_{CSC}(t)}^2$), dada em m^2 , é apresentada por Matsuoka e Camargo (2004, p. 19):

$$\sigma_{PRCSC(t)}^2 = \frac{\sigma_{PR(t)}^2 (\sigma_{PR(t)}^2 + t \sigma_{\phi(t)}^2)}{t (\sigma_{PR(t)}^2 + \sigma_{\phi(t)}^2)} \quad (25)$$

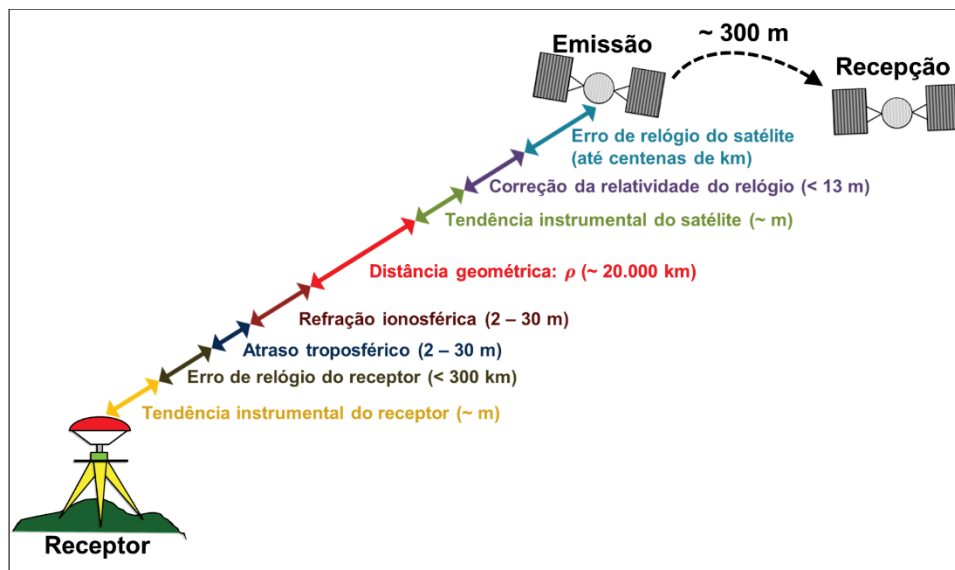
Este tipo de filtro é condizente com aplicações em tempo real. Por esta razão, conforme será discutido na subseção 4.4.1 a pseudodistância filtrada pela fase é utilizada no método de posicionamento DGPS para o contexto da navegação aérea, a fim de se obter uma melhor acurácia e garantir integridade nos resultados (SIMILI; PERVAN, 2006, p. 483–484).

2.4 ERROS QUE INCIDEM NAS OBSERVÁVEIS GNSS

Como em qualquer aplicação geodésica que envolva medições de grandezas, as observáveis GNSS são afetadas por erros grosseiros, sistemáticos e aleatórios. Em geral, os erros grosseiros ocorrem devido ao descuido do usuário e, por isso, devem ser detectados e removidos do conjunto de observações. Já os erros sistemáticos podem ser modelados, reduzidos e até eliminados por equações matemáticas, ou através de procedimentos apropriados. Os erros aleatórios são flutuações probabilísticas das observações, porém, são inevitáveis e de difícil identificação, podendo ser atenuados por meio de ajustamento e de um controle de qualidade (OGUNDARE, 2019, p. 6).

Para a obtenção de uma solução confiável no contexto do GNSS, os modelos matemáticos, sejam referentes às equações de pseudodistância, de fase da onda portadora ou das combinações lineares das observáveis, devem ser capazes de descrever a realidade física dos erros que, se não compensados corretamente, poderão degradar a solução do posicionamento. Conforme descrito anteriormente, os principais erros que incidem nas medidas de pseudodistância e de fase, com a respectiva ordem de grandeza aproximada, são ilustrados na FIGURA 5.

FIGURA 5 – ERROS PRESENTES NAS OBSERVÁVEIS



FONTE: Adaptado de Subirana, Zornoza e Hernández-Pajares (2013, p. 96).

Considerando a finalidade de atender os objetivos propostos, serão abordados com maiores detalhes os erros sistemáticos relacionados com a tendência instrumental do receptor e do satélite (ver subseção 2.4.1) e com a camada ionosférica (ver subseção 2.4.2). Para demais esclarecimentos acerca de outras fontes de erros, consultar Seeber (2003) e Hoffmann-Wellenhof, Lichtenegger e Wasle (2008).

2.4.1 Tendência instrumental do satélite e do receptor

Os códigos são conhecidos por serem afetados por um erro sistemático denominado de tendência instrumental (*bias*). O aspecto dito instrumental se deve a atrasos causados após a passagem do sinal GNSS pelos *hardwares* analógicos do satélite e do receptor (ARIKAN et al., 2008, p. 1). Para corrigir este efeito nas medidas de código, são utilizados parâmetros designados de DCBs (*Differential Code Biases*) (GUO; ZHANG; WANG, 2015, p. 427). A tendência instrumental do satélite e do receptor é caracterizada por uma diferença entre duas observações de código na mesma ou em diferentes frequências. No caso do satélite, durante a fase de calibração dos equipamentos, a magnitude do atraso é determinada pelo fabricante e disponibilizada aos usuários como parte das mensagens de navegação, sendo distinta para cada satélite (LEICK, 2004, p. 187).

À medida que os atrasos de *hardware* dos satélites sofrem mudanças ao longo do tempo, vários centros de análise associados ao IGS (*International GNSS*

Service)⁴, como o CAS, CODE, DLR e JPL, disponibilizam de forma *online* os DCBs estimados regularmente em soluções diárias e mensais com base em dados provenientes da rede global de estações terrestres do IGS. Já no caso do receptor, a determinação dos DCBs é essencial para os usuários de posicionamento e navegação que se fundamentam na medida de pseudodistância a partir de receptores de dupla frequência, tendo em vista que fazem parte do cálculo para a modelagem do efeito ionosférico (MONICO, 2008, p. 195), conforme será abordado na subseção 2.4.2.

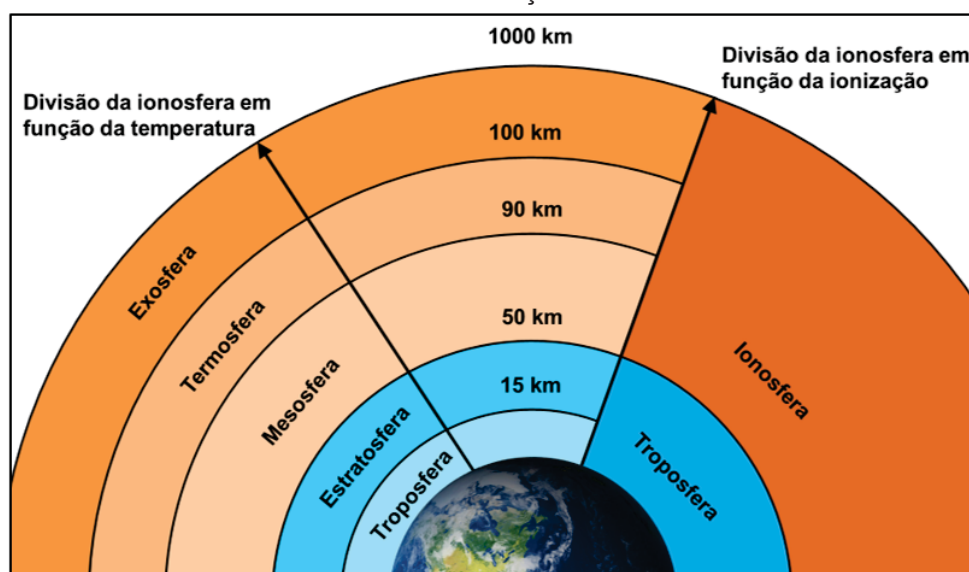
Oliveira Junior (2017, p. 31) afirma que, uma vez corrigida a componente da tendência instrumental de código do satélite utilizando os valores de DCBs, a contribuição da tendência instrumental do receptor permanece, a qual deve ser estimada ou corrigida. Caso contrário, será absorvida por outros parâmetros, como o relógio do receptor. Além disso, o autor complementa que o IGS não conta com produtos disponíveis para uso que forneçam correções para a tendência instrumental de fase.

2.4.2 Erro relativo à camada ionosférica

Os sinais de satélites são ondas eletromagnéticas que, durante a trajetória percorrida até a antena do receptor, se propaga através de diferentes camadas da atmosfera. As regiões atmosféricas mais relevantes, no contexto de propagação do sinal do satélite, são a troposfera e a ionosfera. Esta divisão é classificada em função da ionização, com uma região neutra (troposfera) e outra ionizada (ionosfera) (OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 70). Por conta da natureza distinta de ambas as camadas, o sinal está sujeito a diversas perturbações indesejadas. As principais irregularidades que afetam o sinal são mudanças na direção, oscilações na velocidade de propagação e desestabilização da potência (LEICK, 2004, p. 189). Vale ressaltar que, conforme pode ser visto na FIGURA 6, em aplicações na área de Meteorologia considera-se uma separação da atmosfera de acordo com a temperatura.

⁴ O IGS é uma organização dedicada à geração de dados e produtos GNSS de alta precisão a partir de uma rede global operada cooperativamente de estações de monitoramento terrestre. Centros de análise associados ao IGS são encarregados do gerenciamento da rede para que seja possível gerar os dados e produtos GNSS, que incluem as órbitas e as correções de relógio dos satélites, parâmetros de orientação da Terra, parâmetros de ionosfera e troposfera, e estimativa das tendências instrumentais. Dentre os centros de análise do IGS pode-se citar o CAS (*Chinese Academy of Sciences*) da China, o CNES (*Centre National d'Études Spatiales*) da França, o CODE (*Center for Orbit Determination in Europe*) da Suíça, o DLR da Alemanha e o JPL (*Jet Propulsion Laboratory*) dos EUA. Vale ressaltar que diversos dados e produtos do IGS são armazenados e arquivados no repositório do CDDIS (*Crustal Dynamics Data Information System*) (IGS, 2021a, 2021b).

FIGURA 6 – DIVISÃO DA ATMOSFERA EM FUNÇÃO DA TEMPERATURA E DA IONIZAÇÃO



FONTE: Adaptado de Oliveira Junior (2017, p. 70).

A troposfera estende-se da superfície terrestre até, aproximadamente, 50 km e comporta-se como um meio não dispersivo, ou seja, a refração não depende da frequência do sinal, decorrendo apenas de propriedades termodinâmicas do ar. A ionosfera, por outro lado, é um meio dispersivo e, por isso, a propagação depende da frequência dos sinais das ondas portadoras (MONICO, 2008, p. 196). Caracteriza-se por ser a camada atmosférica eletricamente carregada de partículas (átomos e moléculas) que se estende, aproximadamente, de 50 km até 1000 km a partir da superfície terrestre. A formação da ionosfera é resultante da radiação ultravioleta solar que, devido a sua energia, é capaz de romper ligações que une elétrons aos átomos localizados na alta atmosfera. Este processo faz com que os elétrons, de carga negativa, se tornem livres e, consequentemente, gerem partículas com carga positiva, denominadas de íons (KLOBUCHAR, 1991, p. 1).

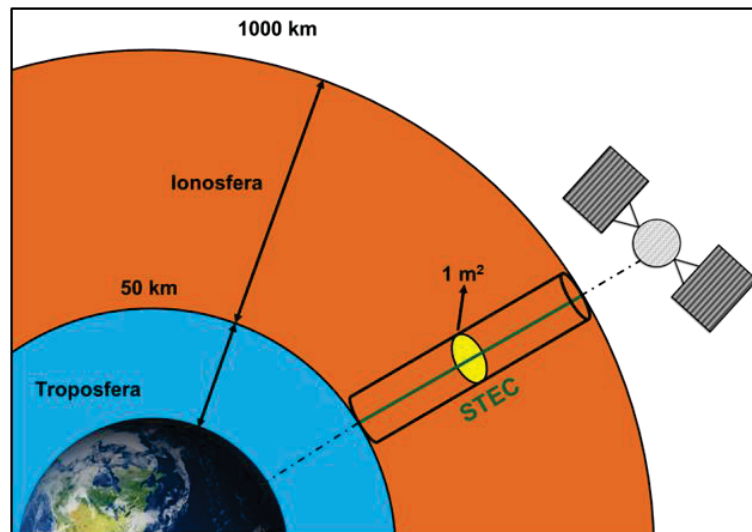
A combinação dos íons (carga positiva) com os elétrons (carga negativa) formam, na atmosfera superior, o plasma ionosférico, considerado o quarto estado da matéria que, em muitos aspectos se comporta como um gás. No entanto, quando forças eletromagnéticas se manifestam, o plasma passa a apresentar propriedades específicas, diferentes das dos gases comuns (MEMARZADEH, 2009, p. 24). Os elétrons livres presentes na ionosfera são responsáveis por afetar a propagação dos sinais GNSS, causando atrasos na pseudodistância modulada pelo código, avanços na onda portadora e cintilações de amplitude e de fase (DAL PÓZ; CAMARGO; AGUIAR, 2008, p. 37).

No âmbito do posicionamento geodésico, o erro relativo à camada ionosférica, também denominado na literatura de refração ionosférica ou atraso ionosférico, é caracterizado pela densidade de elétrons livres existentes na trajetória de propagação do sinal GNSS ao longo desta camada. A variabilidade espaço-temporal do comportamento da ionosfera consiste na estimativa da quantidade total de elétrons (TEC - *Total Electron Content*). O TEC representa o somatório do número total de elétrons livres (n_E), o qual se assume estar concentrado ao longo da camada ionosférica em uma coluna cilíndrica com área de seção transversal de um metro quadrado, contado na extensão do caminho percorrido (s_0) pelo sinal entre o satélite S e o receptor R . A partir da definição, o TEC pode ser denotado na forma da seguinte integral definida (SEEBER, 2003, p. 50):

$$TEC = \int_R^S n_E ds_0 \quad (26)$$

O valor do TEC é dado em elétrons por metro quadrado (el/m^2) e, como apresenta uma ordem de grandeza elevada, adota-se como unidade padrão o TECU (*TEC Unit*), que corresponde a $10^{16} \text{ el}/\text{m}^2$ (BAŞÇIFTÇI et al., 2018, p. 62). Na FIGURA 7 ilustra-se a representação do TEC ao longo da direção inclinada (STEC - *Slant TEC*) entre o satélite e o receptor (LEICK, 2004, p. 215).

FIGURA 7 – REPRESENTAÇÃO DO STEC NA DIREÇÃO DO SATÉLITE AO RECEPTOR



FONTE: Adaptado de ROB (2021).

O procedimento padrão para calcular o valor do STEC é desenvolvido em vários estudos na literatura, incluindo Matsuoka e Camargo (2004), Nayir et al. (2007) e Arikan et al. (2008). O STEC pode ser determinado a partir da combinação de medidas de dupla frequência da pseudodistância e da fase da onda portadora. Além disso, a tendência instrumental é outro parâmetro importante a ser tratado no cálculo do STEC (NAYIR et al., 2007, p. 2). O modelo matemático da pseudodistância (ver equação (3)), para duas frequências nominais f_1 e f_2 , pode ser simplificado incorporando o efeito de multicaminho (M_{PR_k}) no termo relativo ao ruído de pseudodistância ξ_{PR_k} :

$$PR_1 = \rho_R^S + c(dt_R - dt^S) + T + I_1 + c(b_{R_{PR_1}} + b_{PR_1}^S) + \xi_{PR_1} \quad (27)$$

$$PR_2 = \rho_R^S + c(dt_R - dt^S) + T + I_2 + c(b_{R_{PR_2}} + b_{PR_2}^S) + \xi_{PR_2} \quad (28)$$

A partir da equação (14), é possível gerar uma nova observável a partir da diferença entre as equações (27) e (28), dando origem à medida de pseudodistância livre de geometria (ARIKAN et al., 2008, p. 3):

$$PR_{GF} = I_2 - I_1 + c(b_{PR_2}^S - b_{PR_1}^S) + c(b_{R_{PR_2}} - b_{R_{PR_1}}) + \xi_{PR_{2,1}} \quad (29)$$

Onde $\xi_{PR_{2,1}}$ representa a diferença entre os erros sistemáticos e aleatórios não eliminados da combinação entre as pseudodistâncias para as frequências nominais f_1 e f_2 .

Na seção 2.4.1, define-se a tendência instrumental do satélite e do receptor por uma diferença entre duas medidas de pseudodistância na mesma ou em diferentes frequências. Nesse sentido, os DCBs para o satélite (DCB^S) e o receptor (DCB_R) podem ser caracterizados a partir das tendências instrumentais do satélite e do receptor para as frequências f_1 e f_2 (ARIKAN et al., 2008, p. 3):

$$DCB^S = b_{PR_1}^S - b_{PR_2}^S \quad (30)$$

$$DCB_R = b_{R_{PR_1}} - b_{R_{PR_2}} \quad (31)$$

Substituindo (30) e (31) na equação (29), tem-se:

$$PR_{GF} = I_2 - I_1 - c(DCB^S + DCB_R) + \xi_{PR_{2,1}} \quad (32)$$

Equações análogas pode ser escritas para as observações de fase da onda portadora (ver equação (5)) nas frequências f_1 e f_2 :

$$\lambda_1 \phi_{R_1}^S = \rho_R^S + c(dt_R - dt^S) + T - I_1 + \lambda_1 N_1 - c(b_{R_{\phi_1}} + b_{\phi_1}^S) + \xi_{\phi_1} \quad (33)$$

$$\lambda_2 \phi_{R_2}^S = \rho_R^S + c(dt_R - dt^S) + T - I_2 + \lambda_2 N_2 - c(b_{R_{\phi_2}} + b_{\phi_2}^S) + \xi_{\phi_2} \quad (34)$$

Da mesma forma, a partir da equação (15), gera-se a observável de fase livre de geometria por meio da diferença entre as equações (33) e (34) (ARIKAN et al., 2008, p. 3):

$$\phi_{GF} = I_2 - I_1 + c(b_{\phi_2}^S - b_{\phi_1}^S) + c(b_{R_{\phi_2}} - b_{R_{\phi_1}}) + \Delta N + \xi_{\phi_{1,2}} \quad (35)$$

Sendo que $\xi_{\phi_{1,2}}$ representa a diferença entre os erros sistemáticos e aleatórios não eliminados da combinação entre as equações de fase para as frequências nominais f_1 e f_2 . O termo ΔN na equação (43) equivale a $\Delta N = \lambda_1 N_1 - \lambda_2 N_2$.

Substituindo (30) e (31) na equação (35), tem-se:

$$\phi_{GF} = I_2 - I_1 - c(DCB^S + DCB_R) + \Delta N + \xi_{\phi_{1,2}} \quad (36)$$

Cabe reiterar que o erro de ionosfera é negativo para a medida de fase, uma vez que sofre um avanço ao atravessar esta camada. Em contrapartida, a pseudodistância, devido ao atraso do sinal, apresenta valor positivo como forma de compensar o efeito. Assim, a correção da refração ionosférica, levando em conta a frequência do sinal f , em MHz, é dada pelas seguintes aproximações (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 120):

$$I_{PR} = \frac{40,3}{f^2} \int_R^S n_E ds_0 = \frac{40,3}{f^2} STEC \quad (37)$$

$$I_{\phi} = -\frac{40,3}{f^2} \int_R^S n_E ds_0 = -\frac{40,3}{f^2} STEC \quad (38)$$

Por meio das equações (37) e (38) nota-se, também, que o erro sistemático relativo à ionosfera é diretamente proporcional ao STEC e inversamente proporcional ao quadrado da frequência do sinal. Consequentemente, a ionosfera afeta, em menor grau, transmissões nas maiores frequências (LEICK, 2004, p. 218). Substituindo as equações (37) e (38) nas equações (32) e (36), respectivamente, as expressões obtidas são (ARIKAN et al., 2008, p. 3):

$$PR_{GF} = 40,3 \left(\frac{f_1^2 - f_2^2}{f_1^2 f_2^2} \right) STEC - c(DCB^S + DCB_R) + \xi_{PR_{2,1}} \quad (39)$$

$$\phi_{GF} = 40,3 \left(\frac{f_2^2 - f_1^2}{f_1^2 f_2^2} \right) STEC - c(DCB^S + DCB_R) + \Delta N + \xi_{\phi_{1,2}} \quad (40)$$

Desta forma, as combinações lineares livres de geometria da pseudodistância e da fase, definidas nas equações (39) e (40), respectivamente, podem ser empregadas na estimativa dos valores de STEC para cada par de receptor e satélite. No cálculo do STEC, os DCBs precisam ser determinados, tendo em vista que os sinais das portadoras f_1 e f_2 sofrem um atraso à medida que percorrem caminhos diferentes durante a passagem pelos *hardwares* analógicos do satélite e do receptor (NAYIR et al., 2007, p. 4). Para algumas estações do IGS, os DCBs dos satélites são disponibilizados em conjunto com arquivos no formato IONEX (*Ionospheric Map Exchange Format*). Sendo assim, o cálculo do STEC (em TECU) pode ser extraído a partir das expressões (39) e (40) (ARIKAN et al., 2008, p. 4):

$$STEC_R^S = \frac{1}{40,3} \left(\frac{f_1^2 f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \left[PR_{GF} - c(DCB^S + DCB_R) - \xi_{PR_{2,1}} \right] \quad (41)$$

$$STEC_R^S = \frac{1}{40,3} \left(\frac{f_1^2 f_2^2}{f_2^2 - f_1^2} \right) \left[\phi_{GF} - c(DCB^S + DCB_R) - \Delta N - \xi_{\phi_{1,2}} \right] \quad (42)$$

Para fins de simplificação da modelagem ionosférica, a ionosfera pode ser retratada como uma fina camada esférica e infinitesimal, posicionada ao redor da Terra a uma altura pré-estabelecida para a qual se assume que todos os elétrons livres estão concentrados. Conforme será abordado na subseção 2.4.2.1, esta suposição é possível por conta da variabilidade na densidade de elétrons em níveis específicos da ionosfera (OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 86).

Para quantificar a concentração de elétrons, costuma-se empregar o STEC definido para a direção zenital local, conhecido como VTEC (*Vertical TEC*). O VTEC é obtido a partir do produto entre o $STEC_R^S$ e a função de mapeamento geométrica padrão $\cos(z')$. Vale ressaltar que a camada ionosférica fina e a representação dos elementos geométricos, relacionados nas fórmulas (43) e (44) a seguir, estão ilustrados na FIGURA 8 (MATSUOKA; CAMARGO, 2004, p. 20).

$$VTEC = \cos(z') \cdot STEC_R^S \quad (43)$$

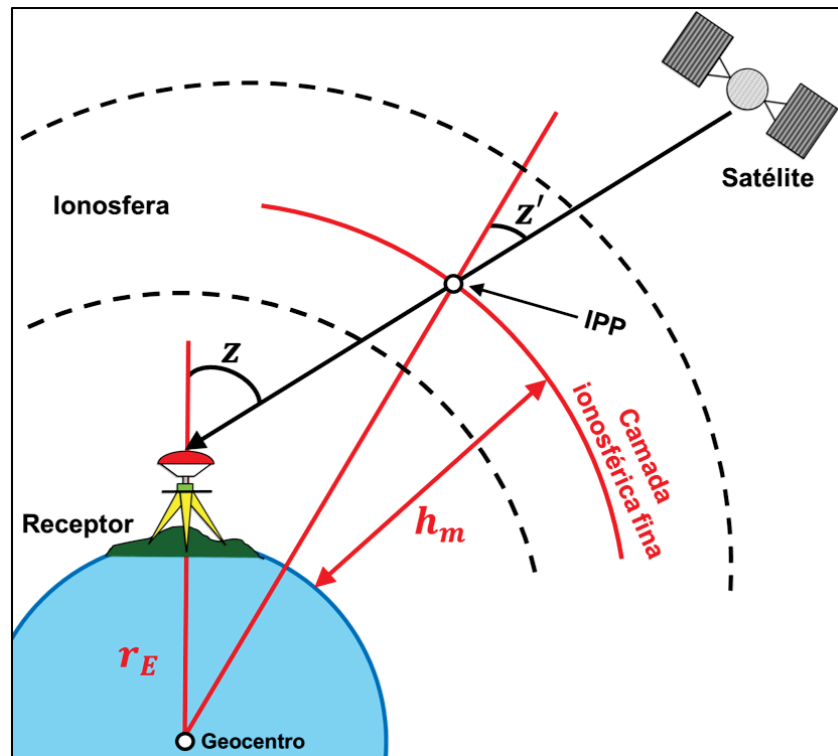
Onde z' é o ângulo zenital da trajetória do sinal sobre o ponto de interseção do vetor satélite-receptor com a camada ionosférica fina. Esta interseção ocorre em um ponto denominado de IPP (*Ionospheric Piercing Point*). Geometricamente, a relação entre os ângulos zenitais do satélite sobre o IPP (z') e sobre a localização do receptor (z) é dada por (SEEBER, 2003, p. 50):

$$z' = \sin^{-1} \left(\frac{r_E}{r_E + h_m} \sin z \right) \quad (44)$$

Onde:

- h_m : altura pré-determinada da camada ionosférica fina (m). Esta altura configura o perfil da região da ionosfera em que se apresentam os maiores valores de densidade de elétrons. Na literatura, Seeber (2003, p. 50) e Hoffmann-Wellenhof, Lichtenegger e Wasle (2008, p. 121) assumem que a altura seja da ordem de 300 a 400 km;
- r_E : raio da Terra (m), aproximadamente 6378 km.

FIGURA 8 – GEOMETRIA DA TRAJETÓRIA DA REFRAÇÃO IONOSFÉRICA



FONTE: Adaptado de Oliveira Junior (2017, p. 87).

O IGS em conjunto com agências associadas publicam diariamente mapas ionosféricos globais (*Global Ionospheric Maps* - GIM) da modelagem do VTEC, cada qual utilizando métodos diferentes. Estes produtos do IGS são derivados de dados de dupla frequência de uma rede global de, aproximadamente, 300 estações GNSS em monitoramento permanente (CDDIS, 2021). Os arquivos GIM fornecem um valor de VTEC a cada duas horas nos pontos da grade, com resolução espacial de 5° em longitude e $2,5^\circ$ em latitude. Os produtos ionosféricos são disponibilizados no formato IONEX por meio de soluções rápidas com latência inferior a 24 horas, finais com latência de 11 dias e preditas disponíveis de um a dois dias de antecedência (IGS, 2021b).

Além das antenas e receptores GNSS empregando sinais de dupla frequência, as irregularidades ionosféricas podem ser monitoradas e os valores de TEC, tanto regionais quanto globais, mensurados através de outras técnicas. Neste contexto, utilizam-se ionossondas digitais e radares de retroespalhamento incoerentes, por exemplo. Para mais detalhes, consultar Matsuoka (2007, p. 80–83). No entanto, estas abordagens apresentam metodologias diferentes e, por isso, são difíceis de comparar umas com as outras (NAYIR et al., 2007, p. 1–2).

Conforme será apresentado na subseção seguinte, a concentração de elétrons ao longo da ionosfera não se comporta de forma constante. Por esta razão, o TEC é influenciado por diversos fatores que variam conforme os ciclos de manchas solares, o fluxo de ionização solar, a atividade geomagnética, a época do ano e a localização geográfica (MATSUOKA; CAMARGO, 2004, p. 15).

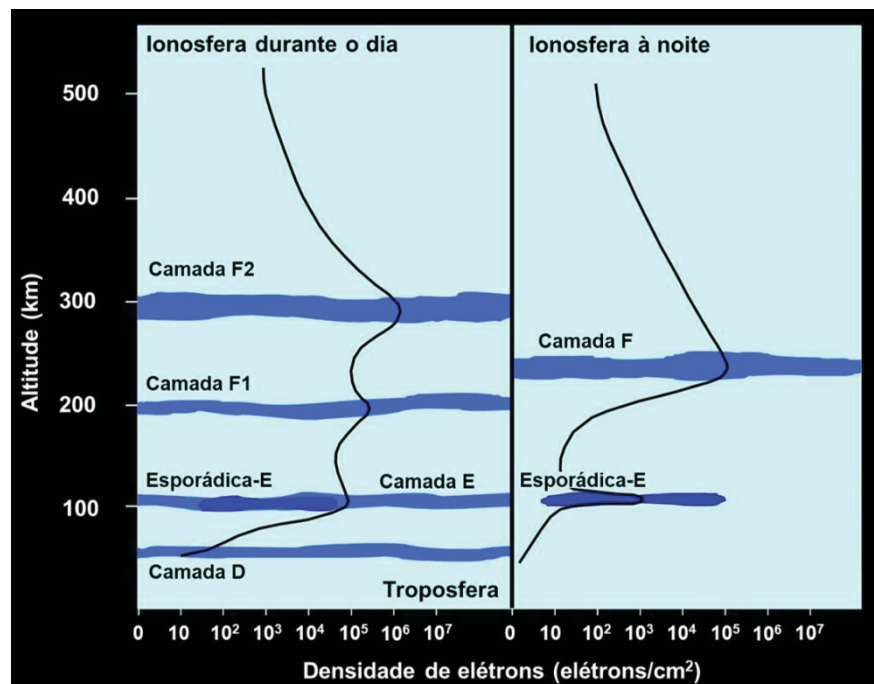
2.4.2.1 Variações ionosféricas

De acordo com Camargo (1999, p. 28) a densidade de elétrons, responsável por descrever o estado da ionosfera, é afetada por variações temporais, espaciais e anômalas.

a) Variações temporais

As variações temporais podem ser classificadas em diárias, sazonais e periódicas. A variação diária deve-se ao fato do TEC e do grau de ionização das partículas não serem uniformes na extensão da camada ionosférica, em especial à noite por conta da ausência de radiação solar (DAL PÓZ, 2005, p. 76). Durante o período diurno, segundo Matsuoka (2007, p. 235), a densidade eletrônica atinge seu valor máximo entre às 14h HL (horário local) e às 16h HL. Desta forma, surgem diferentes regiões na ionosfera, fazendo com que seja subdivida em quatro camadas (D, E, F1 e F2). Estas camadas apresentam comportamentos distintos ao longo do dia em relação à concentração de elétrons e à medida que aumenta a altitude, conforme pode ser visualizado na FIGURA 9 (CAMARGO, 1999, p. 12).

FIGURA 9 – SUBDIVISÕES DA IONOSFERA



FONTE: Adaptado de SWS (2021).

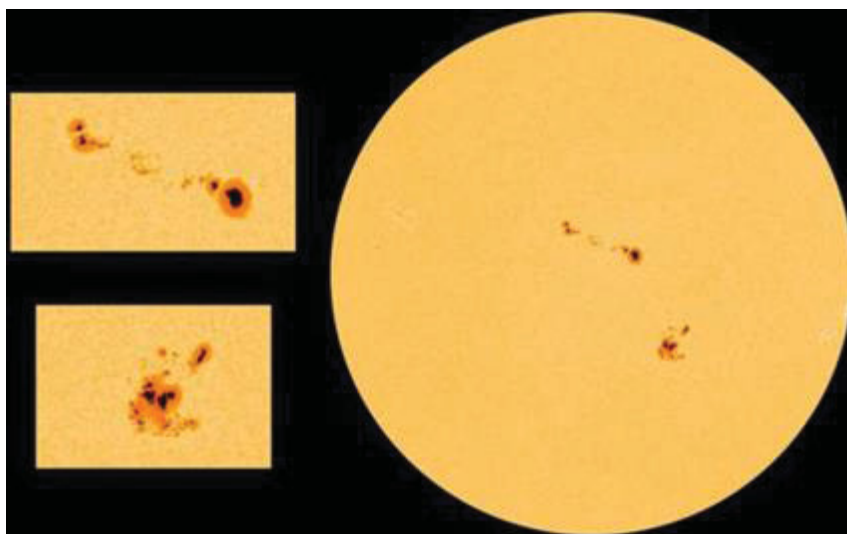
Por variar em função da radiação solar, na camada D (60 km a 90 km de altitude) a concentração de elétrons é maior durante o dia justamente por conta da iluminação do Sol, em comparação ao período noturno, cuja densidade diminui consideravelmente ou até mesmo desaparece (LEICK, 2004, p. 212). Na camada E (90km a 140 km de altura) uma fina região, denominada de *esporádica-E*, ocorre entre 90 km e 130 km, e se destaca por manifestar maiores variações na densidade de elétrons (DAL PÓZ, 2005, p. 72). Já a camada F se estende entre as alturas 140 km e 1000 km e, durante o período diurno, se subdivide em outros dois perfis, sendo que o primeiro, a camada F1 (140 km a 200 km), desaparece completamente à noite, como ilustra a FIGURA 9. Em contrapartida, a camada F2 (200 km a 1000 km) é a parte da ionosfera que concentra o pico máximo de densidade de elétrons. Nesta região surge, principalmente à noite, um fenômeno chamado de *spread-F*, responsável por ocasionar variações significativas na concentração de elétrons e por provocar irregularidades nas ondas eletromagnéticas (CAMARGO, 1999, p. 14–15).

Em virtude das estações do ano, ocorrem variações sazonais na densidade de elétrons em função de alterações no ângulo zenital do Sol (MONICO, 2008, p. 209). As irregularidades ionosféricas, normalmente, são menos acentuadas durante os solstícios de inverno, enquanto que os efeitos mais intensos são registrados no decorrer dos períodos de equinócio, época em que a incidência da radiação solar

recai de forma semelhante nos dois hemisférios (OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 91). No contexto brasileiro, os maiores valores de densidade de elétrons acontecem nos meses próximos aos equinócios de outono e de primavera, assim como nos meses próximos ao solstício de verão. Já os menores valores são verificados nos meses do solstício de inverno (MATSUOKA, 2007, p. 235).

Ainda ocorrem variações periódicas relacionadas aos ciclos de aparição de manchas solares na superfície do Sol. As manchas solares são áreas escuras e frias que se tornam visíveis na fotosfera e estão diretamente associadas a um aumento na intensidade da atividade solar que, consequentemente, provoca irregularidades na concentração de elétrons presentes na ionosfera (LEICK, 2004, p. 213). Na FIGURA 10 o Sol é mostrado com algumas manchas escuras agrupadas em sua superfície e ampliadas no lado esquerdo da imagem.

FIGURA 10 – MANCHAS SOLARES NA SUPERFÍCIE SOLAR

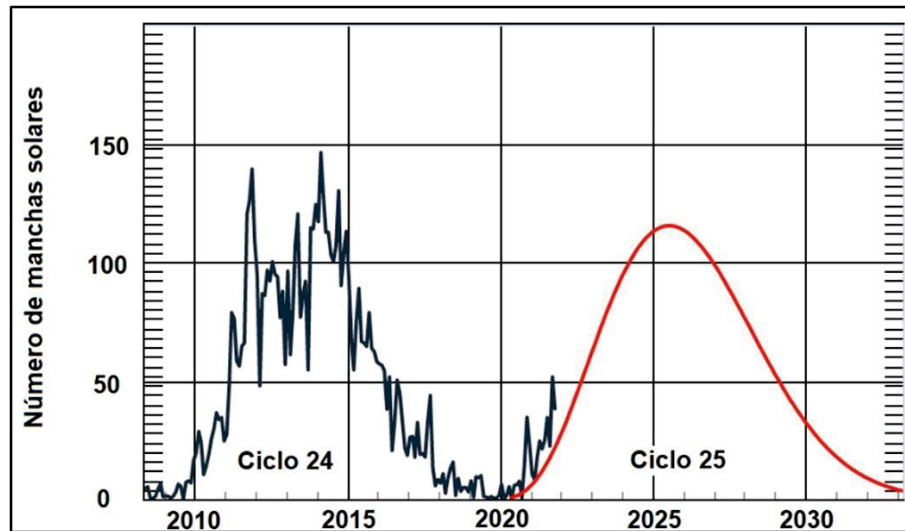


FONTE: SWPC (2021a).

A ocorrência de manchas solares acompanha uma variação periódica de, aproximadamente, 11 anos de duração (WANNINGER, 1993, p. 50). Atualmente, ocorre o ciclo solar 25, cujo início se deu em dezembro de 2019, assim que a quantidade de manchas solares atingiu um patamar mínimo. A previsão é que aconteça um pico na atividade solar deste ciclo em julho de 2025. Na FIGURA 11 é possível verificar o último ciclo solar (ciclo 24) e a predição (linha vermelha) do ciclo solar 25 ao longo dos anos seguintes. O número de manchas do ciclo solar 24 (linha preta) atingiu o valor máximo mensal em abril de 2014, registrando uma média de 114 manchas (NASA, 2020; NWS, 2020). Pode-se visualizar, ainda, um pico no final de

2011, por conta de um conjunto de três tempestades geomagnéticas que ocorreram entre agosto e outubro daquele ano (WU et al., 2016, p. 2). É possível afirmar, em relação à FIGURA 11, que o número de manchas solares se encontra recentemente em fase de ascensão, em especial quando se compara com o comportamento que a curva apresentou no início do ciclo 24.

FIGURA 11 – PROGRESSÃO DOS CICLOS DE MANCHAS SOLARES 24 E 25

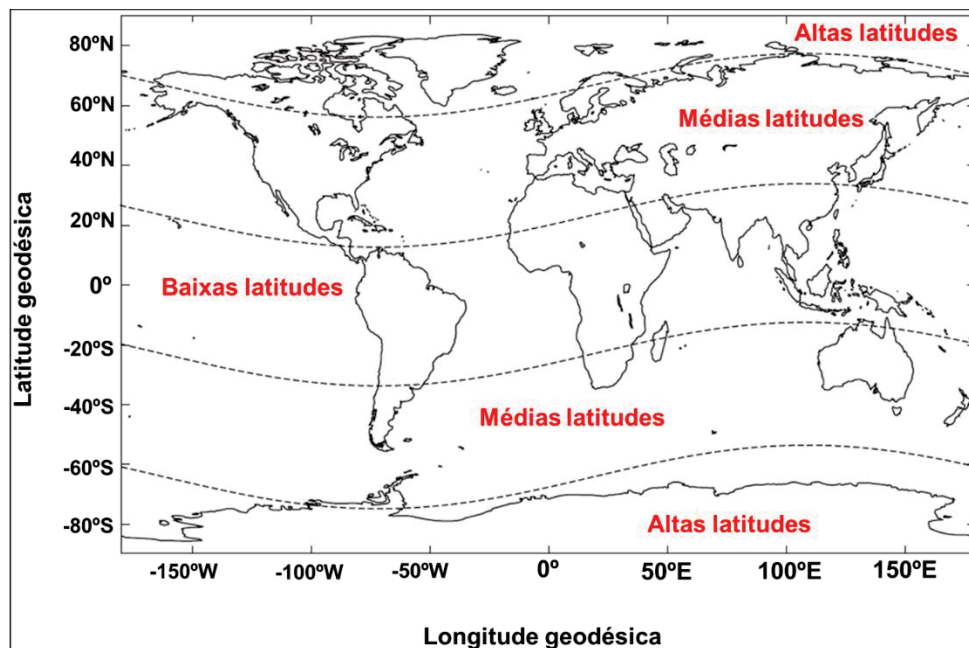


FONTE: Adaptado de SWPC (2021b).

b) Variações temporais

A densidade de elétrons também está relacionada com a latitude geomagnética, uma vez que a radiação solar não incide de forma homogênea em toda a superfície do globo (CAMARGO, 1999, p. 31). Por este motivo, a ionosfera pode ser dividida geograficamente em três zonas principais, cada qual com propriedades distintas, como pode ser visto na FIGURA 12. As altas latitudes (acima de $\pm 60^\circ$), também conhecidas como regiões polares, apresentam características ionosféricas mais instáveis e complexas. As baixas latitudes, que compreendem a região equatorial, estão delimitadas entre os paralelos $\pm 20^\circ$ e são mais suscetíveis às perturbações por conta do alto valor de TEC presente. Por outro lado, nas latitudes médias (entre $\pm 20^\circ$ e $\pm 60^\circ$) o comportamento da ionosfera é mais calmo e menos variável em comparação às demais zonas (MEMARZADEH, 2009, p. 45–46).

FIGURA 12 – DIVISÃO DA TERRA EM REGIÕES IONOSFÉRICAS



FONTE: Adaptado de Memarzadeh (2009, p. 46).

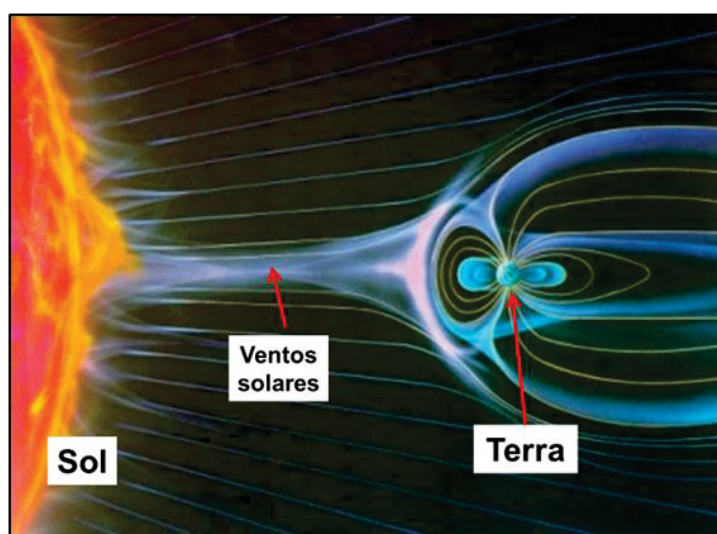
c) Variações anômalas

Uma grande quantidade de energia é continuamente liberada pelo Sol através de radiação eletromagnética e por meio do fluxo de partículas. A radiação compreende as ondas eletromagnéticas que são irradiadas pelo Sol em uma ampla gama de regiões espectrais, incluindo raio-X, ultravioleta, visível, infravermelho e ondas de rádio. Além disso o Sol expelle, constantemente, bilhões de partículas eletricamente carregadas (em geral, prótons e elétrons), o que dá origem ao fenômeno denominado de vento solar (MEMARZADEH, 2009, p. 13–14).

Correntes elétricas no núcleo da Terra produzem um campo geomagnético ao redor do planeta formado por linhas de força, que se comportam como um campo magnético dipolo, inclinado aproximadamente $11,5^\circ$ em relação ao eixo de rotação (CAMARGO, 1999, p. 31). Na ionosfera, as linhas de força do campo geomagnético são responsáveis por controlar o fluxo de partículas ionizadas liberadas pelos ventos solares. Entretanto, aumentos repentinos na radiação destas partículas, muitas vezes causados por explosões solares, podem levar a formação de correntes elétricas adicionais que circulam na parte inferior da ionosfera. Estas correntes podem gerar variações irregulares e distorções no campo geomagnético, acarretando perturbações na superfície da atmosfera terrestre conhecidas como tempestades geomagnéticas.

Após uma tempestade geomagnética, os distúrbios que surgem na ionosfera recebem o nome de tempestades ionosféricas, que podem durar de algumas horas a vários dias, ocorrendo com maior frequência e intensidade nas regiões polares e nos períodos de máxima atividade solar (MEMARZADEH, 2009, p. 19). Na FIGURA 13 é apresentada uma ilustração que retrata a influência dos ventos solares, carregando partículas ionizantes em direção ao campo magnético terrestre.

FIGURA 13 – INFLUÊNCIA DO VENTO SOLAR E DO FLUXO DE PARTÍCULAS NO CAMPO GEOMAGNÉTICO



FONTE: Adaptado de NASA (2021).

O campo geomagnético também possui anomalias regionais (PEREIRA, 2018, p. 83). O Brasil, por exemplo, se encontra completamente na região equatorial e é atravessado pelo equador geomagnético, conforme mostra a FIGURA 12. Isto implica que o território brasileiro está sujeito a intensas irregularidades na ionosfera. Os principais fatores que influenciam este aspecto são a Anomalia de Ionização Equatorial (AIE), a Anomalia Magnética do Atlântico Sul (AMAS) e as depleções do plasma (BALVEDI et al., 2016, p. 5).

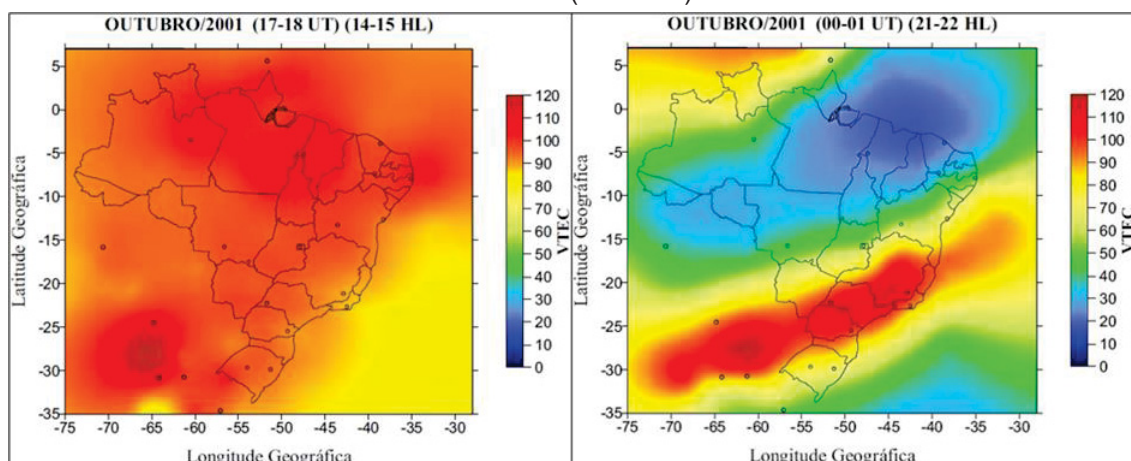
A AIE, também conhecida por Anomalia de Appleton, é um fenômeno regional que afeta a densidade de elétrons na ionosfera equatorial. Descrita por Edward Appleton em 1946, a AIE é o resultado do efeito de uma interação do campo geomagnético da Terra com campos elétricos existentes nas camadas superiores da ionosfera (principalmente nas regiões D e E). Este efeito é denominado de “efeito fonte”, cuja consequência é a formação de duas regiões de picos de intensidade na concentração de elétrons, distribuídas simetricamente acima e abaixo do equador

geomagnético entre os paralelos (-20° a -10°) e ($+20^{\circ}$ a $+10^{\circ}$) (PEREIRA, 2018, p. 87–88).

A AIE varia ao longo do dia, se desenvolve a partir das 09h HL e atinge o primeiro pico por volta das 14h HL. O segundo, em geral maior que o primeiro, ocorre normalmente em períodos de máxima atividade solar e alcança o patamar máximo próximo das 21h HL. A consequência desta anomalia afeta os posicionamentos pelo GNSS, resultando em altos valores de TEC, principalmente, nas regiões de baixas latitudes (DAL PÓZ, 2005, p. 88–90).

Na FIGURA 14 é apresentado um mapa de valores do VTEC (em TECU) para o território brasileiro no mês de outubro do ano de 2001. É possível verificar a teoria das variações temporais da AIE com a presença de dois picos nos valores de VTEC: o primeiro ocorre das 14h HL às 15h HL (imagem da esquerda) e o segundo, após o pôr-do-Sol, das 21h HL às 22h HL (imagem da direita). Para ilustrar a formação noturna da Anomalia de Ionização Equatorial, na imagem da direita é possível constatar uma maior concentração de valores elevados do VTEC, representada pela cor vermelha, estendendo-se pelos estados da região Sudeste e pelo estado do Paraná (região Sul) (MATSUOKA; CAMARGO, 2008, p. 34).

FIGURA 14 – MAPA VTEC DE DO BRASIL EM OUTUBRO/2001 PARA 14-15 HL (ESQUERDA) E 21-22 HL (DIREITA)

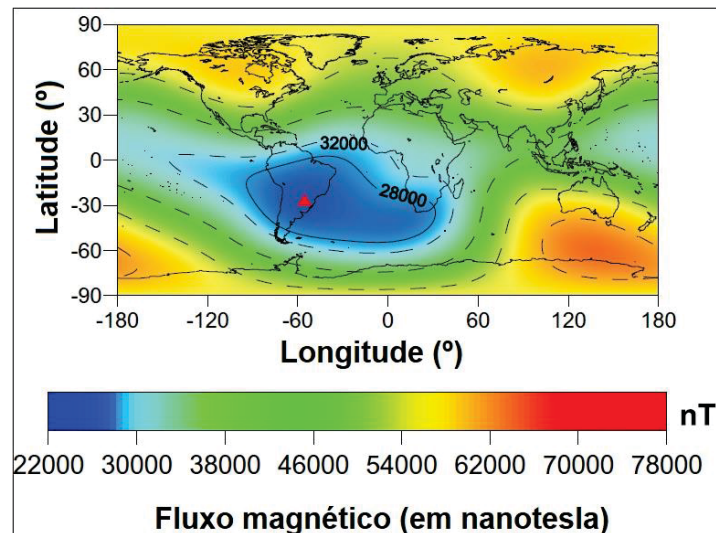


FONTE: Matsuoka (2007).

Outra anomalia regional é a AMAS, que abrange a região do Atlântico Sul, em especial a América do Sul e parte da África Meridional. A ocorrência deste efeito deve-se à esta localização, que apresenta baixa intensidade do campo magnético, coincidindo com uma região de intensa radiação no espaço próximo à Terra, geran-

do uma espécie de abertura para a entrada de partículas (HARTMANN; PACCA, 2009, p. 243). A FIGURA 15 indica o campo magnético total para o ano de 2005, cujo traçado de 28.000 nT representa a região de influência da AMAS e o triângulo vermelho o centro da anomalia.

FIGURA 15 – CAMPO MAGNÉTICO E AMAS PARA O ANO DE 2005



FONTE: Adaptado de Hartmann e Pacca (2009, p. 245).

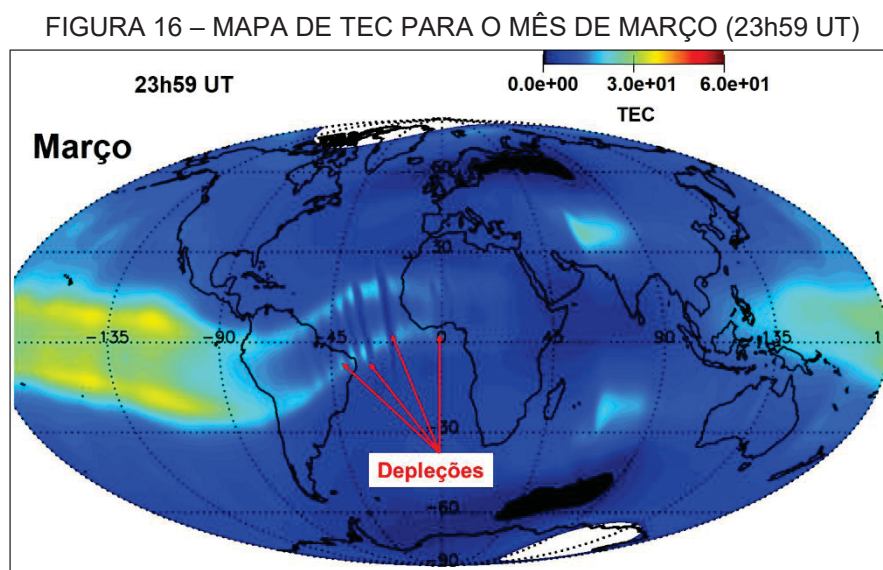
Um estudo investigando maiores detalhes a respeito do comportamento do erro de ionosfera na região brasileira, a partir de valores de TEC, é apresentado por Matsuoka (2007). O autor avalia, principalmente, as variações diárias e sazonais, bem como ocorrências de irregularidades ionosféricas após explosões solares e tempestades geomagnéticas.

2.4.2.2 Irregularidades ionosféricas

Ao se propagar através das regiões ionosféricas, nas quais existem irregularidades na densidade de elétrons, as ondas eletromagnéticas sofrem variações de curto período provocadas por flutuações repentinas na fase e na amplitude. Estas flutuações são chamadas de cintilações ionosféricas (WANNINGER, 1993, p. 48–49). A instabilidade na amplitude pode afetar a capacidade dos receptores em rastrear os sinais emitidos pelos satélites, causando enfraquecimento e possível perda da sintonia entre o receptor e o satélite, o que pode dificultar a detecção e a correção das perdas de ciclo (LEICK, 2004, p. 212).

As irregularidades têm origem na camada F da ionosfera, normalmente em função do fenômeno *spread-F*. Este fenômeno ocorre por conta de instabilidades de larga escala, denominada de depleções do plasma ou de bolhas ionosféricas, que são regiões do espaço onde a densidade do plasma ionosférico é drasticamente reduzida. Por este motivo, as depleções interferem na propagação das ondas eletromagnéticas, resultando na degradação dos sinais de comunicação e de navegação que cruzam a ionosfera (MATSUOKA; CAMARGO, 2008, p. 35).

Quanto à variação temporal, a presença de depleções do plasma ocorre após o pôr-do-Sol e, no geral, se estende até a meia-noite, podendo, esporadicamente, continuar até as primeiras horas do dia. No território brasileiro, os efeitos de cintilação se manifestam com maior intensidade entre os meses de outubro a março, variando conforme a magnitude da atividade do ciclo de manchas solares (DAL PÓZ, 2005, p. 104–105). Na FIGURA 16 identifica-se no mapa do TEC a presença de depleções, especialmente sobre a região equatorial, para o mês de março no período noturno às 23h59 UT (*Universal Time*).



FONTE: Adaptado de Huba e Liu (2020, p. 14).

3 MÉTODOS DE POSICIONAMENTO POR SATÉLITE

No capítulo 3 serão apresentadas características dos principais modelos matemáticos referentes aos métodos de posicionamento que serão adotados neste trabalho, dando destaque ao posicionamento por ponto, o PPP, o DGPS e o PPP-RTK. Para detalhes a respeito de outros métodos, como o posicionamento relativo, consultar Monico (2008).

3.1 POSICIONAMENTO POR PONTO

O método de posicionamento por ponto, também denominado de método absoluto, se destaca por ser muito utilizado em navegação de baixa precisão. Este método se caracteriza pelo uso de apenas um receptor, seja na modalidade estática, para determinar coordenadas tridimensionais de uma estação, ou no modo cinemático, para delinear uma trajetória (MONICO, 2008, p. 283). Como se fundamenta principalmente na observável de pseudodistância, o modelo matemático que representa o posicionamento por ponto é descrito pela equação (3).

Para obter uma posição acurada, é essencial que os principais erros que afetam o posicionamento por ponto, relacionados à qualidade da observável de pseudodistância e das mensagens de navegação transmitidas, sejam devidamente minimizados. O erro do relógio do satélite, por exemplo, pode ser corrigido através de uma função polinomial. Os efeitos relativos à troposfera e à ionosfera podem ser parametrizados através de um modelo específico. O multicaminho, por outro lado, pode ser atenuado com a adoção de medidas adequadas, como a instalação das antenas GNSS em locais sem obstruções físicas ou adoção de máscara de elevação, por exemplo. Assim, as quatro incógnitas (coordenadas tridimensionais e o erro de relógio do receptor) são calculadas utilizando-se de, no mínimo, quatro pseudodistâncias medidas simultaneamente a partir de quatro satélites disponíveis na época do rastreo (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 158–160; LEICK, 2004, p. 250–251).

Na prática, as observações não são necessariamente coletadas apenas de quatro satélites, mas sim de todos os satélites visíveis no levantamento, a fim de garantir redundância e melhor geometria. Por este motivo, deve-se realizar um ajustamento pelo Método dos Mínimos Quadrados (MMQ), visando estimar uma solução

única para os parâmetros a partir de medições redundantes de pseudodistâncias. O processo recomendado para obtenção dos valores incógnitos do posicionamento por ponto é demonstrado em Monico (2008, p. 291–300) e em Subirana, Zornoza e Hernández-Pajares (2013, p. 139–140). Já Gemael, Machado e Wandresen (2015) e Ogundare (2019) discorrem a respeito das técnicas de ajustamento específicas para atingir este objetivo.

No posicionamento por ponto é possível descrever a precisão esperada dos resultados obtidos através de um indicador denominado de DOP (*Dilution of Precision*). O DOP representa a relação entre a precisão da medida de pseudodistância, associada ao desvio padrão desta observação, e a precisão do posicionamento, caracterizada pela configuração geométrica dos satélites visíveis. O DOP pode ser decomposto na componente horizontal (*Horizontal DOP* - HDOP) e na direção vertical (*Vertical DOP* - VDOP) (SEEBER, 2003, p. 300–301).

Quanto à precisão formal, Seeber (2003, p. 230) afirma que, para esse tipo de posicionamento, espera-se valores horizontais e verticais melhores que 13 m e 22 m, respectivamente, com nível de confiança de 95%. Apesar disso, na investigação realizada por Euriques, Krueger e Silva (2018), em que foram empregados receptores de baixo custo para o levantamento de coordenadas de estações sem obstruções pelo método de posicionamento por ponto, se alcançou uma acurácia planimétrica na ordem de 2,3 m e altimétrica de 3,7 m, mesmo apesar dos erros obtidos serem inferiores aos valores esperados.

3.2 POSICIONAMENTO GNSS DIFERENCIAL (DGNSS)

No princípio de seu desenvolvimento, o GPS era um sistema de navegação militar com a finalidade de atender aos interesses de proteção nacional dos EUA. Sob a alegação de garantir segurança, o sinal do GPS destinado ao usuário civil (código C/A), era degradado intencionalmente através da técnica denominada de Disponibilidade Seletiva (*Selective Availability* - SA). Acionada em julho de 1991, a SA foi responsável por reduzir a qualidade dos sinais GPS por meio da manipulação das mensagens de navegação (técnica ϵ) e da desestabilização da frequência do relógio dos satélites (técnica δ). Durante o período em que esteve ativa, o acesso integral à precisão do sistema era limitado, proporcionando no posicionamento por

ponto uma acurácia horizontal e vertical na ordem de 100 m e 156 m, respectivamente, a um nível de probabilidade de 95% (MONICO, 2008, p. 72–74).

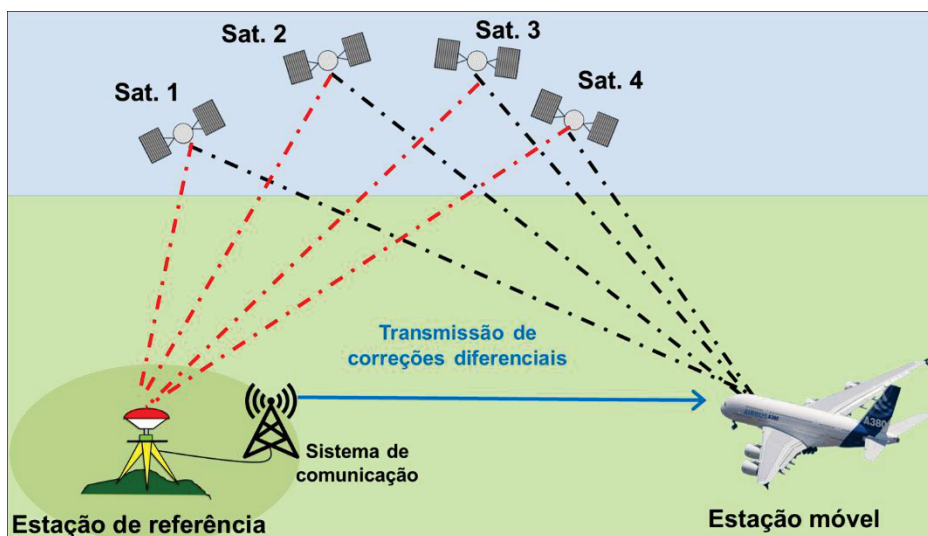
Tais precisões são insuficientes para algumas atividades que exigem solução de navegação em tempo real, em especial nas áreas de Engenharia, Aeronáutica, Marinha e Geofísica. Dentro deste contexto, foi concebido o DGPS, como possibilidade de contornar uma grande parcela do efeito da SA no momento da determinação das coordenadas (KRUEGER et al., 2020, p. 1360). Em 2 de maio de 2000, o governo norte-americano anunciou a desativação da SA, o que melhorou a qualidade da acurácia citada anteriormente em, pelo menos, dez vezes (OSTP, 2000).

O DGNSS⁵ (*Differential GNSS*) é um método de posicionamento que visa melhorar a posição determinada de um receptor, geralmente em movimento, a partir de correções diferenciais geradas por uma estação de referência. Para realizar um levantamento com o DGNSS, são utilizados pelo menos dois receptores. Empregando um deles, ocupa-se, normalmente em repouso, um ponto com coordenadas conhecidas, que representa a estação de referência. Já o outro é instalado sobre a estação móvel em que se pretende navegar (SEEBER, 2003, p. 325–326).

As correções diferenciais, conforme visualiza-se na FIGURA 17, são enviadas na forma de mensagens através de um canal de comunicação que conecta, em tempo real, a estação de referência com o móvel. A comunicação, em geral, é realizada por meio de rádios transmissores, satélites geoestacionários, protocolo de *internet*, linha telefônica ou *Bluetooth*. Para que seja possível aplicar esta tecnologia em escala global, independentemente do fabricante dos equipamentos, foi padronizado pelo *Special Committee 104 of the Radio Technical Commission for Maritime Services* (RTCM SC-104) um formato universal para o envio das mensagens, que normalmente é conhecido como formato RTCM (KRUEGER et al., 2020, p. 1361). Entretanto, uma das limitações do posicionamento diferencial é o fato de exigir um canal de comunicação bidirecional para cada estação móvel, o que eleva os requisitos de largura de banda e impede que uma grande quantidade de usuários utilizem a mesma estação de referência (EUSPA, 2019, p. 12).

⁵ Quando se emprega apenas a constelação GPS no método diferencial, costuma-se dar o nome de DGPS. No entanto, uma grande parte dos receptores geodésicos modernos rastreiam dados a partir de múltiplas constelações GNSS, em conjunto com o GPS. Por este motivo, o termo DGNSS será utilizado de agora em diante, em especial quando se tratar do contexto de multiconstelações. A sigla é amplamente adotada na literatura e fundamental no contexto do GBAS, cuja abordagem específica será apresentada na subseção 4.4.1.

FIGURA 17 – PRINCÍPIO FUNDAMENTAL DO DGNSS



FONTE: Adaptado de Hoffmann-Wellenhof, Lichtenegger e Wasle (2008, p. 170).

As correções diferenciais citadas podem ser geradas tanto no domínio das posições quanto no domínio das pseudodistâncias. No domínio das posições as correções representam a diferença entre as coordenadas previamente conhecidas na estação de referência e as coordenadas estimadas instantaneamente pelo método de posicionamento por ponto. A desvantagem é que esta técnica só é eficaz quando ambos os receptores coletam sinais dos mesmos satélites simultaneamente. Caso contrário, pode acarretar em degradação da acurácia posicional, em especial com o aumento da linha de base entre as estações (KRUEGER et al., 2020, p. 1362).

Já as correções baseadas nas pseudodistâncias consistem na medição destas observáveis entre o conjunto de todos os satélites visíveis (no mínimo quatro para um posicionamento tridimensional) e a antena do usuário móvel. Como a posição da estação de referência é conhecida *a priori* e introduzida no receptor, é possível determinar matematicamente a distância geométrica entre esta estação e o satélite (ver equação (4)). Vale mencionar que as coordenadas da estação e do satélite devem pertencer ao mesmo sistema de referência (PRADO, 2001, p. 32).

Assim, as correções são obtidas através da diferença entre as distâncias geométricas, denominadas de pseudodistâncias verdadeiras, com as correspondentes registradas para cada um dos satélites rastreados. Desta forma, as correções são transmitidas para a estação móvel, que está determinando suas pseudodistâncias registradas para os satélites visíveis de forma absoluta. Ao receber as correções, o receptor móvel é capaz de definir sua posição corrigida. Esta técnica é mais flexível pelo fato da estação móvel ser livre para selecionar os satélites, não haven-

do compromisso direto com a constelação GNSS observada como um todo, mas sim com cada satélite isoladamente (KRUEGER, 1994, p. 19–20).

O modelo matemático do DGNSS no domínio das pseudodistâncias, demonstrado por Seeber (2003, p. 328–329), se origina a partir da equação de pseudodistância (3). Vale ressaltar que os efeitos de multicaminho e de ruído do receptor não são corrigidos pelo DGNSS, tendo em vista que não estão correlacionados entre as estações, logo devem ser tratados separadamente através de técnicas apropriadas (PEREIRA, 2018, p. 50). Nesse sentido, as pseudodistâncias registradas para um satélite na época do rastreo, tanto pelo receptor da estação de referência quanto pelo do usuário móvel, são dadas por (SEEBER, 2003, p. 328):

$$PR_R = \rho_R + c(dt_R - dt^S) + T_R + I_R + c(b_{R_{PR}} + b^S_{PR}) + \xi_{R_{PR}} \quad (45)$$

$$PR_U = \rho_U + c(dt_U - dt^S) + T_U + I_U + c(b_{U_{PR}} + b^S_{PR}) + \xi_{U_{PR}} \quad (46)$$

Onde:

- PR_R, PR_U : pseudodistâncias registradas pelo receptor da estação de referência R e pelo receptor do usuário móvel U , respectivamente (m);
- ρ_R : pseudodistância verdadeira entre o satélite S e o receptor da estação de referência R , que coincide com a distância geométrica (m);
- ρ_U : distância geométrica entre o satélite S e o receptor do usuário móvel U (m);
- T_R, T_U : erro de troposfera das estações de referência R e do usuário móvel U , respectivamente (m);
- I_R, I_U : erro de ionosfera das estações de referência R e do usuário móvel U , respectivamente (m);
- $b_{R_{PR}}, b_{U_{PR}}$: tendência instrumental do receptor na pseudodistância das estações de referência R e do usuário móvel U , respectivamente (m);
- $\xi_{R_{PR}}, \xi_{U_{PR}}$: erro da medida de pseudodistância das estações de referência R e do usuário móvel U , respectivamente (m).

Conforme descrito anteriormente, a correção diferencial à pseudodistância (*pseudorange correction* - PRC), gerada na estação de referência no instante t_0 , é determinada pela diferença da pseudodistância verdadeira (ρ_R), em função das coor-

denadas conhecidas, pela pseudodistância registrada (PR_R) no momento da observação (SEEBER, 2003, p. 328):

$$\begin{aligned} PRC(t_0) &= \rho_R - PR_R(t_0) \\ &= \rho_R - (\rho_R + c(dt_R - dt^S) + T_R + I_R + b_{RPR} + b_{PR}^S + \xi_{RPR}) \end{aligned} \quad (47)$$

O termo ρ_R é eliminado após a operação matemática de diferença realizada em (47). Assim:

$$PRC(t_0) = -c(dt_R - dt^S) - T_R - I_R - b_{RPR} - b_{PR}^S - \xi_{RPR} \quad (48)$$

Percebe-se, na equação (48) que as correções diferenciais nada mais são do que um somatório dos erros sistemáticos que incidem na observável de pseudodistância com o sinal oposto. Estas correções geradas na estação de referência são, então, enviadas para o móvel via um sistema de comunicação por meio das mensagens no formato RTCM (KRUEGER, 1996, p. 66).

No entanto, este procedimento deve ser concluído de forma quase que imediata, uma vez que atrasos podem ocorrer devido ao intervalo de tempo para a transferência das correções. Este atraso, denominado de latência, é definido como tempo decorrido desde a época de geração das correções na estação de referência (t_0), até a aplicação destes valores pelo usuário móvel, no instante t . Por conta da latência, dada por $(t - t_0)$, as correções são estimadas na estação móvel em função de um parâmetro conhecido como taxa de variação (*range rate correction* - RRC), dado em m/s, que também é incluído nas mensagens RTCM. Assim, a correção calculada pelo receptor móvel na época t ($PRC(t)$) é dada por (SEEBER, 2003, p. 328):

$$PRC(t) = PRC(t_0) + RRC(t_0)(t - t_0) \quad (49)$$

Por fim, a pseudodistância da estação do usuário móvel corrigida (PR_{CORR_U}) para a época t é expressa por (SEEBER, 2003, p. 329):

$$PR_{CORR_U}(t) = PR_U(t) + PRC(t) \quad (50)$$

$$PR_{CORR_U}(t) = \rho_U + c(dt_U - dt_R) + (T_U - T_R) + (I_U - I_R) + (b_{U_{PR}} - b_{R_{PR}}) + (\xi_{R_{PR}} - \xi_{U_{PR}}) \quad (51)$$

$$PR_{CORR_U}(t) = \rho_U + c(dt_U - dt_R) + \delta T + \delta I + \delta b + \delta \xi \quad (52)$$

Desta forma, a aplicação deste método permite minimizar a magnitude dos resíduos das correções diferenciais (δT , δI , δb , $\delta \xi$), desde que a linha de base entre as estações seja curta, em torno de dezenas de quilômetros. À medida que esta distância aumenta, a correlação espaço-temporal dos resíduos dos efeitos sistemáticos diminui, reduzindo a similaridade entre os erros, em especial de troposfera e de ionosfera (WILLGALIS et al., 2003, p. 3).

Uma navegação por meio do DGNSS, empregando a pseudodistância modulada pelo código, pode fornecer precisões em torno de 1 a 3 m, em função do comprimento da linha de base e da qualidade do sinal do satélite. Contudo, há a possibilidade de aplicar outras observáveis no posicionamento diferencial, a depender da qualidade posicional que se visa obter. Ao utilizar observações e correções provenientes da fase da onda portadora com resolução de ambiguidades em tempo real, costuma-se denotar esta técnica de RTK, na qual permite-se atingir acurácia a nível centimétrico. Há, ainda, situações em que se adota correções de pseudodistância filtrada pela fase, como é no caso do GBAS (ver subseção 4.4.1), cuja precisão resultante na estação móvel será intermediária em relação à pseudodistância e à onda portadora, fornecendo valores na ordem de 0,5 m (KRUEGER et al., 2020, p. 1361–1362).

Cabe ainda acrescentar que, em função da degradação da precisão da estação móvel com o aumento do comprimento da linha de base entre as estações, surgiu a aplicação de posicionamento baseado em uma rede de estações de referência em tempo real, denominada de RTK em rede (*Network RTK* - NRTK). Neste modo os efeitos sistemáticos atuantes na região da rede de referência (por exemplo, órbita do satélite, troposfera e ionosfera) devem ser modelados e incluídos nas correções a serem enviadas às estações móveis localizadas na área de cobertura da rede (ALVES, 2008, p. 23; KRUEGER et al., 2020, p. 1360).

3.3 POSICIONAMENTO POR PONTO PRECISO (PPP)

O posicionamento por ponto, discutido na seção 3.1, possui limitações quanto à acurácia, em especial por fazer uso da observável de pseudodistância, que é mais ruidosa, por conta da influência dos efeitos atmosféricos e pelo fato de empregar dados de órbita e de relógio oriundos das mensagens de navegação transmitidas, as quais possuem precisão de até dezena de metros (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 166). Por conta disso, a acurácia resultante deste método é na ordem do metro (SEEPERSAD; BISNATH, 2014, p. 206).

Todavia, a disponibilidade de produtos precisos de órbita e de relógio dos satélites GNSS permitiu o desenvolvimento de uma nova metodologia de posicionamento, conhecida como PPP. Proposto inicialmente por Zumberge et al. (1997), o PPP se fundamenta nas medidas de pseudodistância e/ou de fase coletadas por um único receptor, que pode ser operado tanto no modo estático quanto cinemático (KOUBA; HÉROUX, 2001, p. 1).

A principal vantagem do PPP é a redução dos custos com infraestrutura, pois esta técnica elimina a necessidade de observações simultâneas realizadas por uma estação de referência e um receptor móvel, como ocorre no DGNSS e no método relativo (EBNER; FEATHERSTONE, 2008, p. 149). Ao empregar receptores de dupla frequência, esta abordagem permite alcançar solução acurada a nível centimétrico no modo estático e decimétrico em levantamentos cinemáticos (ROVIRA-GARCIA et al., 2015, p. 4596).

Embora o PPP não exija um receptor de referência operando nas proximidades da estação móvel, é fundamental empregar produtos precisos de efemérides e de relógio dos satélites, os quais são disponibilizados, sem custo, pelo próprio IGS ou por seus centros de análise associados. Na TABELA 2 são apresentados os produtos fornecidos pelo IGS para os sistemas GPS e GLONASS, em função de sua precisão, da latência e do intervalo da amostra. É interessante ressaltar que o IGS concentra um projeto piloto denominado de MGEX (*Multi-GNSS Experiment*), responsável por coletar, analisar e armazenar informações de navegação (transmitidas e precisas) e de observação provenientes de todas as constelações GNSS à disposição. Isto inclui dados do Galileo, BDS, QZSS, IRNSS, assim como dos sistemas de aumento SBAS e dos satélites modernizados do GPS e do GLONASS (IGS, 2021c).

TABELA 2 – PRODUTOS DO IGS PARA GPS E GLONASS

Produto		Precisão	Latência	Intervalo de amostra
Transmitida (GPS)	Órbitas Relógios	100 cm 5 ns	Tempo real	Diário
Ultrarrápida (predita) (GPS)	Órbitas Relógios	5 cm 3 ns	Tempo real	15 minutos
Ultrarrápida (estimada) (GPS)	Órbitas Relógios	3 cm 150 ps	3 - 9 horas	15 minutos
Rápida (GPS)	Órbitas Relógios	2,5 cm 75 ps	17 - 41 horas	15 minutos 5 minutos
Final (GPS)	Órbitas Relógios	2,5 cm 75 ps	12 - 18 dias	15 minutos 30 segundos
Final (GLONASS)	Órbitas	3 cm	12 - 18 dias	15 minutos

FONTE: IGS (2021b).

De acordo com a TABELA 2, as coordenadas precisas dos satélites são disponibilizadas pelo IGS em períodos de 15 minutos. Neste caso, para aplicação destas posições, é essencial que se realize a interpolação das órbitas, tendo em vista que a taxa de gravação armazenada pelos receptores, em geral, corresponde a poucos segundos, o que não coincide com os intervalos registrados nos arquivos de efemérides. Sendo assim, várias funções matemáticas são empregadas para realizar a interpolação de órbitas, como os polinômios de Lagrange, de Chebyshev e de Neville (MARQUES; MENDONÇA; MONICO, 2009). Em relação às correções de relógio, Monico (2008, p. 314–315) salienta que, devido à alta variabilidade, nem sempre é recomendável realizar a interpolação, uma vez que pode levar à degradação na qualidade dos dados.

É comum, no processamento do PPP, empregar receptores de dupla frequência, para que seja possível realizar a combinação linear da observável livre de ionosfera, tanto para fase quanto para a pseudodistância, como forma de eliminar os efeitos ionosféricos de primeira ordem. As expressões matemáticas do PPP são (LEICK, 2004, p. 254; OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 28–29):

$$PR_{RIF}^S = \rho_R^S + c(dt_R - dt^S) + T_0 + T_C + M_{PRIF} + b_{RPRIF} + b_{PRIF}^S + \xi_{PRIF} \quad (53)$$

$$\phi_{RIF}^S = \rho_R^S + c(dt_R - dt^S) + T_0 + T_C + M_{\phi IF} + \lambda_{IF} N_{IF} + b_{R\phi IF} - b_{\phi IF}^S + \xi_{\phi IF} \quad (54)$$

Onde:

- T_0 : atraso troposférico, calculado previamente por meio de algum modelo troposférico específico (m). Uma revisão a respeito dos modelos troposféricos pode ser consultada em Oliveira Junior (2017, p. 71–79);
- T_C : correção residual a ser estimada para o atraso troposférico T_0 (m);
- M_{PRIF} , $M_{\Phi IF}$: efeito do multicaminho resultante da combinação livre de ionosfera na observável de pseudodistância e de fase, respectivamente (m);
- λ_{IF} : comprimento de onda da observável livre de ionosfera (m);
- b_{RPRIF} , b_{PRIF}^S : tendência instrumental da observável livre de ionosfera na pseudodistância, do receptor e do satélite, respectivamente (m);
- $b_{R\Phi IF}$, $b_{\Phi IF}^S$: tendência instrumental da observável livre de ionosfera na fase, do receptor e do satélite, respectivamente (m);
- ξ_{PRIF} , $\xi_{\Phi IF}$: erro da observável livre de ionosfera na pseudodistância e na fase, respectivamente (m).

A partir das equações (53) e (54), as incógnitas a serem determinadas correspondem às coordenadas do receptor (implícitas na distância geométrica ρ_R^S), o erro do relógio do receptor dt_R , a correção residual do atraso troposférico (T_C) e o vetor de ambiguidades N_{IF} . A estimativa dos parâmetros do PPP pode ser realizada por meio de um ajustamento pelo MMQ sequencial ou até por um Filtro de Kalman Estendido (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 167), conforme empregado por Oliveira Junior (2017, p. 31–35).

Além disso, para melhor explorar o potencial do PPP, Kouba e Héroux (2001, p. 16) indicam que um aperfeiçoamento no modelo deve ser considerado, a fim de incluir um novo conjunto de erros a serem corrigidos. Dentre os efeitos, os autores citam as marés terrestres, as cargas oceânicas, o movimento do polo, os efeitos de orientação da terra, o movimento da crosta, o efeito Sagnac⁶ e as variações do centro de fase das antenas do satélite e do receptor.

⁶ O efeito Sagnac é um fenômeno causado pelo movimento de rotação da Terra, já que durante a propagação do sinal GNSS o sistema de referência das coordenadas terrestre rotaciona com relação ao satélite, alterando suas coordenadas (MONICO, 2008, p. 228).

Um benefício do PPP é a possibilidade de se realizar o pós-processamento através de serviços disponibilizados gratuitamente por algumas agências, como o Instituto Brasileiro de Geografia e Estatística (IBGE) ou o *Natural Resources Canada* (NRCan). O IBGE-PPP, por exemplo, é uma ferramenta *online* que faz uso do programa canadense CSRS-PPP (*Canadian Spatial Reference System*), desenvolvido pela NRCan, e destina-se ao pós-processamento de dados GNSS coletados por receptores de uma ou duas frequências em modo estático ou cinemático. Por meio do IBGE-PPP, é possível obter coordenadas referenciadas ao sistema SIRGAS2000, integrando os efeitos citados por Kouba e Héroux (2001), como correções de centro de fase para as antenas do satélite e do receptor, modelos de carga oceânica, de velocidade, de ondulação geoidal e funções para correção do erro ionosférico (IBGE, 2017).

Vale salientar que é fundamental no PPP mitigar todos os efeitos em potencial que possam afetar o processamento. A redução é realizada por meio de modelos, pela estimativa no ajustamento ou pela eliminação decorrente de combinações lineares das observáveis. Pelo fato de exigir apenas um receptor e, consequentemente, não empregar técnicas de diferenciação, como ocorre no posicionamento relativo, todos os erros derivados do segmento espacial e da propagação do sinal impactam diretamente na solução do posicionamento (SEEPERSAD; BISNATH, 2014, p. 206). Na TABELA 3 é apresentada uma síntese das principais fontes de erro que afetam o PPP, considerando a magnitude, as estratégias de mitigação e o resíduo resultante.

TABELA 3 – SÍNTESE DOS ERROS NO PPP

Efeito	Magnitude	Método de mitigação	Resíduo
Ionosfera	m	Combinação linear	alguns mm
Troposfera	alguns m	Modelo, estimado	alguns mm
Relativístico	10 m	Modelo	mm
Variação do centro de fase (satélite)	m - cm	Modelo	mm
Multicaminho; ruído (pseudodistância)	1 m	Filtragem	cm - mm
Maré terrestre	20 cm	Modelo	mm
Carga oceânica	5 cm	Modelo	mm
Órbitas e relógio dos satélites	alguns cm	Filtragem	cm - mm
Multicaminho; ruído (fase)	1 cm	Filtragem	cm - mm
Variação do centro de fase (receptor)	cm - mm	Modelo	mm
Movimento do polo	alguns cm	Modelo	mm
Relógio (receptor)	m	Estimado	mm
Carga atmosférica	cm - mm	Modelo	cm - mm
Tendência instrumental de código	60 cm	Modelo	mm
Ambiguidade	m - cm	Estimado	mm

FONTE: Adaptado de Seepersad e Bisnath (2014, p. 208).

Ressalta-se, ainda, que a qualidade do posicionamento no PPP está atrelada a fatores como a duração da sessão de observação, a localização geográfica do receptor, a geometria de satélites visíveis, as condições de multicaminho ao redor da estação e a qualidade das observações GNSS e das correções de órbita e de relógio (CHOY; BISNATH; RIZOS, 2017, p. 15).

Quanto à precisão resultante do PPP, Seepersad e Bisnath (2014) investigaram o desempenho do PPP nas modalidades estática e cinemática utilizando dados de 1 semana de 300 estações do IGS. Foram adotadas observáveis livres de ionosfera de dupla frequência em conjunto com produtos do IGS de efemérides precisas finais com taxa de gravação de 5 minutos e de correções de relógio de 30 segundos. Os autores concluíram que o PPP estático forneceu acurácia de 7 mm na componente horizontal e 13 mm na vertical, após o processamento de um conjunto de dados com 24 horas de duração cada. Da mesma forma, no modo cinemático a acurácia planimétrica resultou em 46 mm e altimétrica 72 mm.

Apesar disso, uma das maiores limitações do PPP, conforme apontado por Seepersad e Bisnath (2014), é o longo tempo que as soluções de posição ou de ambiguidades levaram para convergir até um nível específico de acurácia. No modo estático demorou, aproximadamente, 20 minutos para que 95% dos resultados atinxissem uma acurácia horizontal de 20 cm. Conclui-se, então, que o PPP convencional é indicado para aplicações que requerem longos períodos de observação, porém

não se adequa para levantamentos estáticos e cinemáticos de curta duração, assim como para processamentos em tempo real (CHOY; BISNATH; RIZOS, 2017, p. 15).

Sendo assim, a resolução de ambiguidades beneficiaria o PPP, pois permitiria acelerar a convergência da posição e, conseqüentemente, melhorar a acurácia e a consistência das soluções (SEEPERSAD; BISNATH, 2014, p. 208). Contudo, o fato do PPP aplicar combinações lineares da observável livre de ionosfera para eliminar o atraso ionosférico não é apropriado, pois dificulta o tempo de convergência das ambiguidades. Para contornar este problema, foi desenvolvida uma técnica que consiste na integração dos métodos PPP e NRTK. Proposto originalmente por Wübbena, Schmitz e Bagge (2005), o PPP-RTK, que será melhor discutido na seção 3.5, permite a solução de ambiguidades inteiras em questão de poucos minutos e até segundos, através de correções atmosféricas geradas a partir de uma rede local de estações GNSS de referência (LI; ZHANG; GE, 2011, p. 152; CHOY; BISNATH; RIZOS, 2017, p. 17).

3.4 STATE-SPACE REPRESENTATION (SSR)

Em aplicações tradicionais de tempo real, como o DGNSS e o RTK, os principais erros sistemáticos que incidem nas observáveis, mencionados na seção 2.4, são monitorados localmente por uma estação de referência ou por uma rede de receptores em monitoramento contínuo. No posicionamento diferencial, este conjunto de erros é representado e transmitido aos usuários móveis na forma de correções diferenciais, como se fossem um único erro agrupado, conforme visualiza-se na equação (48). Entretanto, esta abordagem, denominada de OSR, não permite dissociar os diferentes erros do modelo matemático para que possam ser parametrizados de maneira separada (CHOY; BISNATH; RIZOS, 2017, p. 17; OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 41).

Por outro lado, o conceito SSR possibilita a modelagem individual de cada uma das fontes de erros sistemáticos, visando a melhor representação das características físicas destes efeitos. Ao contrário da OSR, as correções diferenciais SSR são transmitidas na forma de um vetor de estado, que incorpora os seguintes parâmetros (IGS, 2020, p. 4):

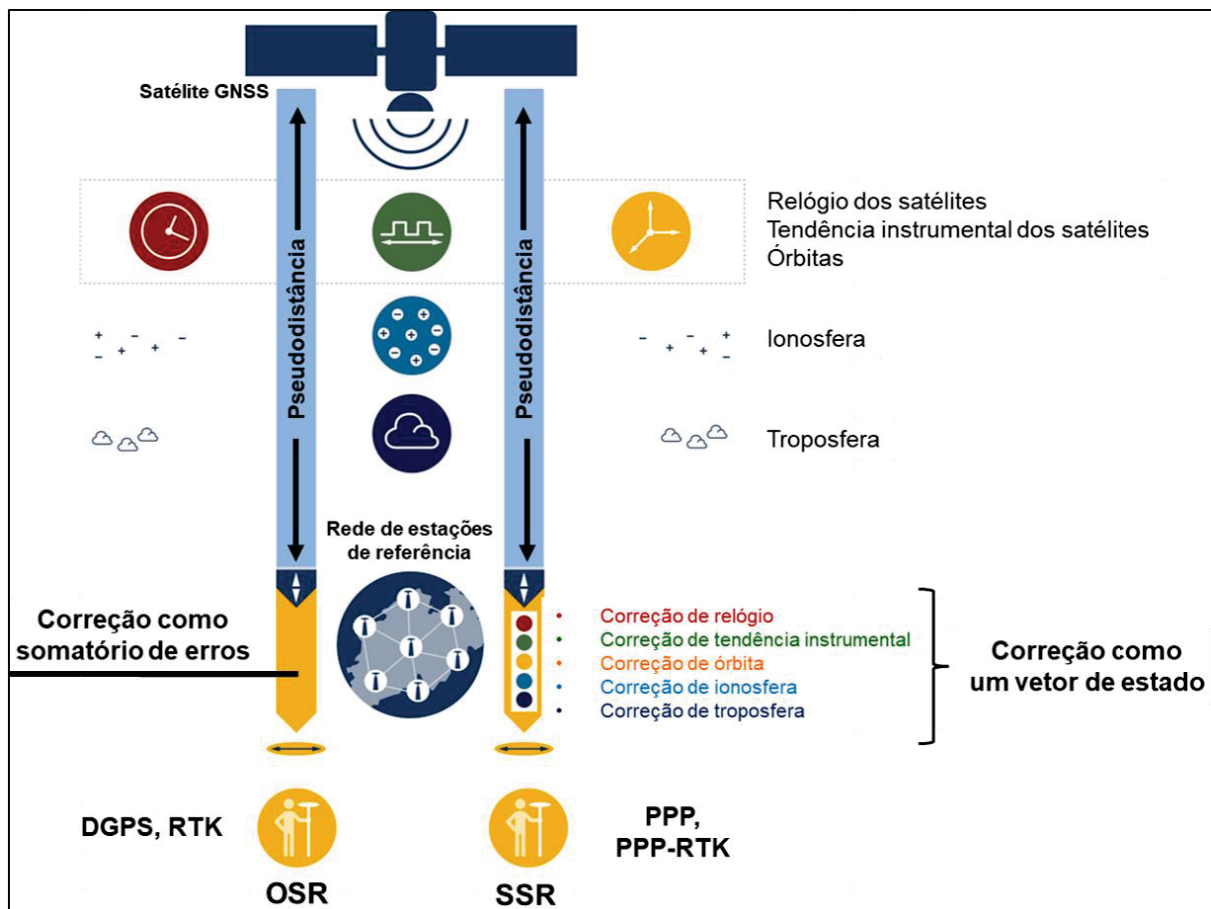
- Erros de órbita dos satélites;
- Erros de relógio dos satélites;
- Tendência instrumental dos sinais dos satélites;
- Atrasos e avanços na refração ionosférica; e
- Atrasos troposféricos.

A maior vantagem que a SSR oferece é em relação ao PPP, pois esta abordagem aprimora o desempenho do posicionamento em tempo real com a possibilidade de recuperar o número inteiro de ambiguidades de forma mais rápida e mais confiável, mesmo com linhas de base mais longas (WÜBBENA; WILLGALIS, 2001, p. 1; WÜBBENA; SCHMITZ; BAGGE, 2005, p. 2584). Outro benefício da representação isolada dos erros refere-se à transmissão de correções com menor largura de banda, o que cria condições mais favoráveis para que um número maior de usuários móveis se conecte à rede de estações de referência (EUSPA, 2019, p. 21–22).

Neste contexto, está em estágio de desenvolvimento a padronização do formato de dados responsável pela transferência de mensagens no conceito SSR. Grupos de trabalho associados ao IGS, como o *RTCM-SSR* e o *IGS Real-Time*, definiram a implementação do conceito SSR para integrar mensagens em tempo real para todos os tipos de acurácia, inclusive com a capacidade de permitir a resolução de ambiguidades. Este formato, denominado de IGS-SSR, tem como objetivo ser flexível para suportar diferentes abordagens de modelagem, conforme serão apresentadas na seção 3.5. O formato IGS-SSR ainda está em fase inicial de projeto, cuja primeira versão do relatório foi publicada em 05 de outubro de 2020, sendo a única até o momento (IGS, 2020, p. 2).

A FIGURA 18 ilustra a diferença entre a OSR e a SSR em função da forma que os principais erros são representados.

FIGURA 18 – OSR VS. SSR



FONTE: Adaptado de GEOPP (2021).

3.5 PPP COM RESOLUÇÃO DE AMBIGUIDADES EM TEMPO REAL (PPP-RTK)

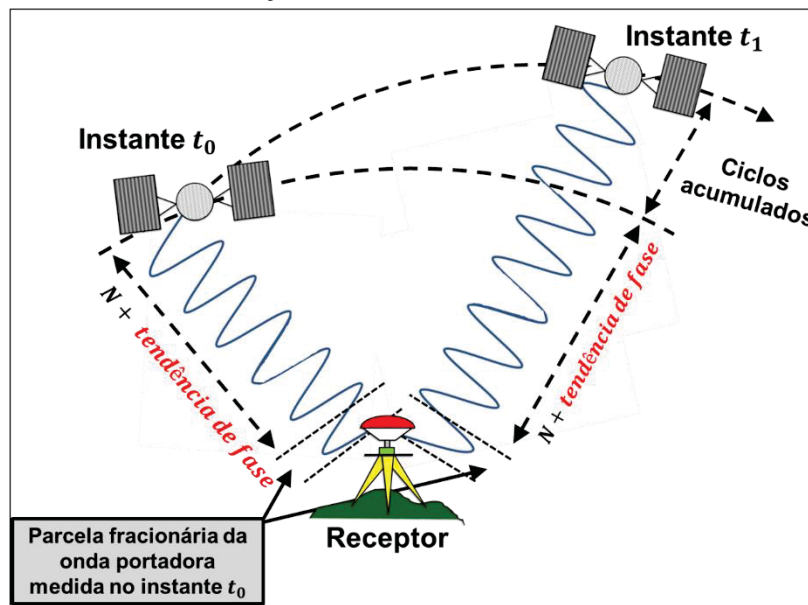
Na subseção 2.4.1 discutiu-se a influência dos DCBs. Daqui em diante, será fundamentada a relação entre a tendência instrumental de fase e a resolução do número inteiro das ambiguidades, conforme abordada por Lima (2015, p. 64–89) e Oliveira Junior (2017, p. 44–69).

Na subseção 2.3.2 foi detalhado que a ambiguidade denota o número inteiro de ciclos compreendidos entre o satélite e o receptor no instante da primeira observação. A dificuldade para solução das ambiguidades está relacionada com o instante inicial do posicionamento (t_0). Assim que um receptor é inicializado na época t_0 , a observação instantânea de fase da onda portadora é estimada. Na realidade, a fase é caracterizada pela diferença entre a fase do sinal emitido pelo satélite e a réplica desta medida gerada internamente pelo receptor, ao longo do intervalo de tempo que este sinal leva para ser propagado. Esta diferença resulta em uma parcela fraci-

onária do ciclo e, logo, o receptor aciona um contador para quantificar o número de ciclos que chegam (LIMA, 2015, p. 64).

À medida que o rastreo continua, em um determinado instante t_1 , a fase acumulada será a soma da parte fracionária acrescida pelo número inteiro de ciclos contados a partir da época t_0 . Contudo, o problema é que o número inteiro de ciclos, no instante da primeira observação, permanece desconhecido (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 107). A FIGURA 19 ilustra a interpretação geométrica da ambiguidade.

FIGURA 19 – INTERPRETAÇÃO GEOMÉTRICA DAS AMBIGUIDADES DE FASE



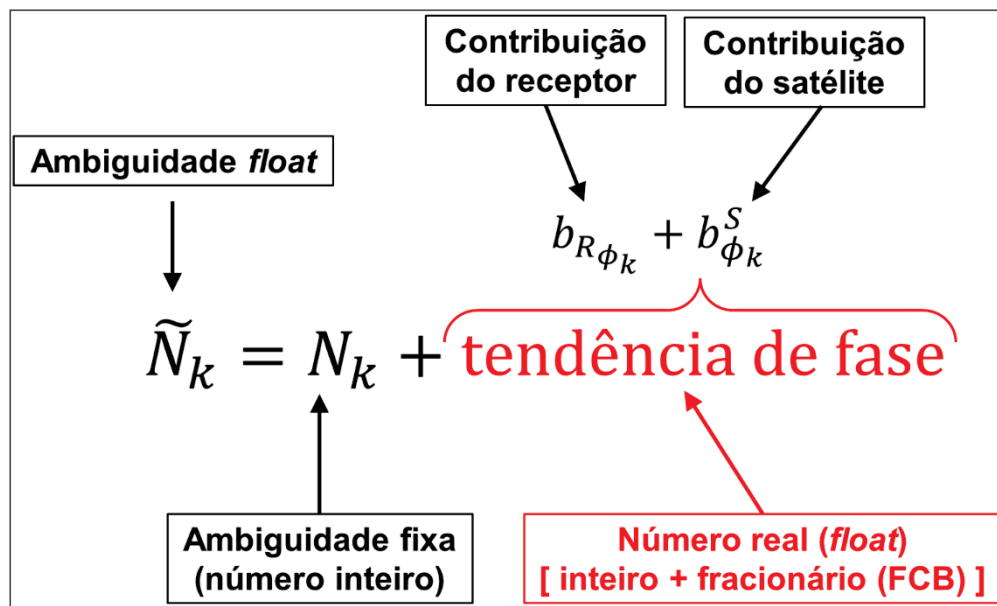
FONTE: Adaptado de Oliveira Junior (2017, p. 45).

Nota-se na FIGURA 19 que as ambiguidades (N) são representadas em conjunto com a tendência instrumental de fase por meio da soma ($N +$ tendência de fase). Estas tendências correspondem a números reais que, ao serem adicionadas às ambiguidades inteiras, torna a soma um número real. Além disso, a parcela fracionária, ilustrada na imagem, corresponde basicamente a uma fração das medidas inteiras das tendências de fase, também chamada de FCB (*Fractional-Cycle Bias*), as quais também fazem com que a soma ($N +$ tendência de fase) resulte em um número real. Isto significa que a presença da tendência de fase e do FCB dificulta a obtenção das ambiguidades inteiras, fazendo com que esta quantidade apresente uma característica flutuante (*float*) (OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 44). Blewitt (1989, p. 10192) utiliza a denominação “fixar as ambiguidades” para o pro-

cesso de resolução do número inteiro de ciclos (ou ambiguidades fixas), o qual, na prática, se refere à fixação das tendências de fase como valores inteiros.

Da mesma forma que as tendências de código, as tendências de fase possuem componentes relacionadas com o satélite e com o receptor, sendo diferentes para cada frequência nominal k . Na equação (5) da observável de fase, as tendências de fase do satélite e do receptor, respectivamente, são representadas pelos termos $b_{\phi_k}^S$ e $b_{R\phi_k}$ (OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 45). A relação destas componentes com a ambiguidade (fixa e *float*) é apresentada na FIGURA 20.

FIGURA 20 – TENDÊNCIA DE FASE PARA O RECEPTOR E O SATÉLITE



FONTE: Adaptado de Oliveira Junior (2017, p. 46).

Quando se trata do PPP, conforme abordado na seção 3.3, a observável normalmente empregada é oriunda da combinação livre de ionosfera, a partir de medidas GNSS de dupla frequência de código e de fase. Uma das limitações do PPP é que as ambiguidades de fase são estimadas de forma *float*, ou seja, como números reais, ao invés de ambiguidades fixas com valores inteiros. Esta limitação demonstra uma desvantagem do PPP, especialmente quando equiparado ao método RTK, que utiliza correções diferenciais OSR de fase fixa para atingir acurácia centimétrica ao cancelar erros em comum, principalmente a parcela fracionária das tendências de fase (FCB). Por este motivo, o PPP convencional requer um tempo maior em comparação ao RTK para alcançar solução posicional acurada que possi-

bilite a realização de navegação cinemática em tempo real (ROVIRA-GARCIA et al., 2016, p. 231).

No entanto, a acurácia e o tempo de convergência do PPP podem ser melhorados caso as ambiguidades de fase sejam fixadas a valores inteiros, da mesma forma que ocorre no RTK em rede. Diante disso, foi desenvolvido um método de posicionamento específico que combina técnicas do NRTK para a resolução das ambiguidades inteiras no PPP. Este método é denominado de PPP-RTK⁷, cujo conceito foi concebido inicialmente por Wübbena, Schmitz e Bagge (2005).

Para a obtenção das ambiguidades fixas no processo do PPP, foram estabelecidas várias metodologias. Shi e Gao (2014), Teunissen e Khodabandeh (2015) e Oliveira Junior (2017, p. 50–51) apresentam uma compilação das distintas abordagens presentes na literatura. Segundo Shi e Gao (2014, p. 527–528), embora existam diferenças práticas, os métodos desenvolvidos fornecem resultados equivalentes, desde que as ambiguidades de fase sejam recuperadas para valores inteiros. De forma geral, a precisão esperada para o PPP-RTK é a nível centimétrico (EUSPA, 2019, p. 19).

Nas etapas de processamento desta pesquisa será adotado o modelo proposto por Laurichesse (2008). O modelo em questão tem como objetivo corrigir as medidas de fase para que seja possível obter uma solução instantânea dos valores inteiros das ambiguidades. Para tal, são necessárias correções SSR para as tendências de fase dos satélites e para os erros atmosféricos (troposfera e ionosfera). As correções das tendências instrumentais, por sua vez, são disponibilizadas, em tempo real, pelo centro de análise do CNES IGS-RTS. Já as correções atmosféricas são geradas por uma rede local de receptores de referência, sendo transmitidas e interpoladas através do método de ponderação pelo inverso da distância (*inverse distance weighted* - IDW) no domínio da estação do usuário móvel (LAURICHESSE, 2008; LI; ZHANG; GE, 2011). Para melhores detalhes a respeito do modelo de

⁷ Segundo Oliveira Junior (2017, p. 37-38), o PPP com resolução do número inteiro de ambiguidades é referenciado na literatura através de diversas siglas, em função da abordagem e das correções empregadas pelos autores. Pode-se citar PPP-AR (*PPP with Ambiguity Resolution*), IPPP (*Integer PPP*), PPP-FAR (*PPP with Fast Ambiguity Resolution*), PPP-RA (*PPP - Regional Augmentation*), *Fast-PPP* e PPP-RTK. Nesta dissertação, optou-se por PPP-RTK, pois este termo é empregado na maioria dos trabalhos que serviram de base para o desenvolvimento da metodologia desta pesquisa., como em Wübbena, Schmitz e Bagge (2005), Teunissen, Odijk e Zhang (2010), Choy, Bisnath e Rizos (2017), Oliveira Junior (2017).

Laurichesse (2008), consultar Oliveira Junior (2017, p. 59–69) e Theodoro (2020, p. 32–34).

Vale ressaltar, ainda, que este modelo é compatível com a estrutura do formato RTCM-SSR, cuja padronização é importante para permitir a interoperabilidade entre a rede de referência e o usuário móvel. Além disso, o modelo concebido por Laurichesse (2008) está implementado no pacote do *software* PPP-Wizard (*PPP with Integer and Zero-difference Ambiguity Resolution Demonstrator*), que será empregado na ferramenta de processamento dos dados na metodologia deste trabalho (LAURICHESSE; PRIVAT, 2015; OLIVEIRA JUNIOR, 2017, p. 59).

4 GNSS APLICADO À NAVEGAÇÃO AÉREA

Com o término da Segunda Guerra Mundial (1939-1945) houve um aumento na demanda da indústria de aviação comercial e de carga. Neste período, foram criadas companhias aéreas e tecnologias mais modernas que revolucionaram a aviação civil, como os sistemas de aproximação e de pouso nos aeroportos, por exemplo. Foi nesta época, em 1944, que foi realizada a Convenção sobre a Aviação Civil Internacional na cidade de Chicago (EUA). Conhecida desde então como Convenção de Chicago, foram estabelecidos princípios fundamentais para que o transporte aéreo se desenvolvesse de forma pacífica e segura. Desta forma, foi definida nesta conferência a expectativa de se fundar uma agência especializada do setor de aviação. Assim, em 1947 surge a Organização da Aviação Civil Internacional (*International Civil Aviation Organization* - ICAO), que hoje é uma das agências especializadas das Nações Unidas (ICAO, 2020).

4.1 SISTEMAS DE APROXIMAÇÃO DE PRECISÃO E DE NÃO-PRECISÃO

No princípio, a navegação aérea foi caracterizada pela realização de voos diurnos, tendo em vista que utilizava elementos visuais (rios, montanhas, estradas, vegetação) como referência de orientação. Além do mais, alguns equipamentos, como bússolas, barômetros, altímetros, mapas rodoviários e cartas aeronáuticas auxiliavam na localização e direção dos voos. No entanto, voos orientados por feições visuais ofereciam riscos à segurança, principalmente em condições atmosféricas adversas. Por conta disso, foram desenvolvidos sistemas baseados em radionavegação, capazes de mitigar estas limitações, para dar suporte às aeronaves quanto à localização, orientação e aproximação (SILVA, 2020, p. 21).

Os procedimentos de aproximação podem ser classificados em duas categorias: aproximação de precisão (PA - *Precision Approach*) e aproximação de não-precisão (NPA - *Non-Precision Approach*). As aproximações de precisão são conduzidas com orientação vertical para que se obtenha uma descida contínua e estável. Nesta categoria são utilizados sistemas de pouso por instrumentos (ILS), por microondas (*Microwave Landing System* - MLS) ou por GBAS (*GBAS Landing System* - GLS). Estes métodos são conhecidos por serem seguros, na medida em que prati-

camente a maioria das aeronaves equipadas com instrumentos são compatíveis com o ILS (MEDEIROS, 2010, p. 4).

Por outro lado, as aproximações de não-precisão empregam auxílios à navegação (*navigational aids* - NAVAIDs) instalados ao redor do aeroporto, tais como o VOR (*VHF Omnidirectional Radio Range*), o DME (*Distance Measuring Equipment*) e o NDB (*Non-Directional Beacon*), destinados a guiar a aeronave até um ponto onde seja possível estabelecer visibilidade com a pista para permitir um pouso em condições visuais com o solo. As NPA garantem pouca confiabilidade quanto à precisão dos sensores de navegação empregados, em virtude de oferecer apenas orientação lateral sem proporcionar qualquer tipo de orientação vertical (MEDEIROS, 2010, p. 4–5).

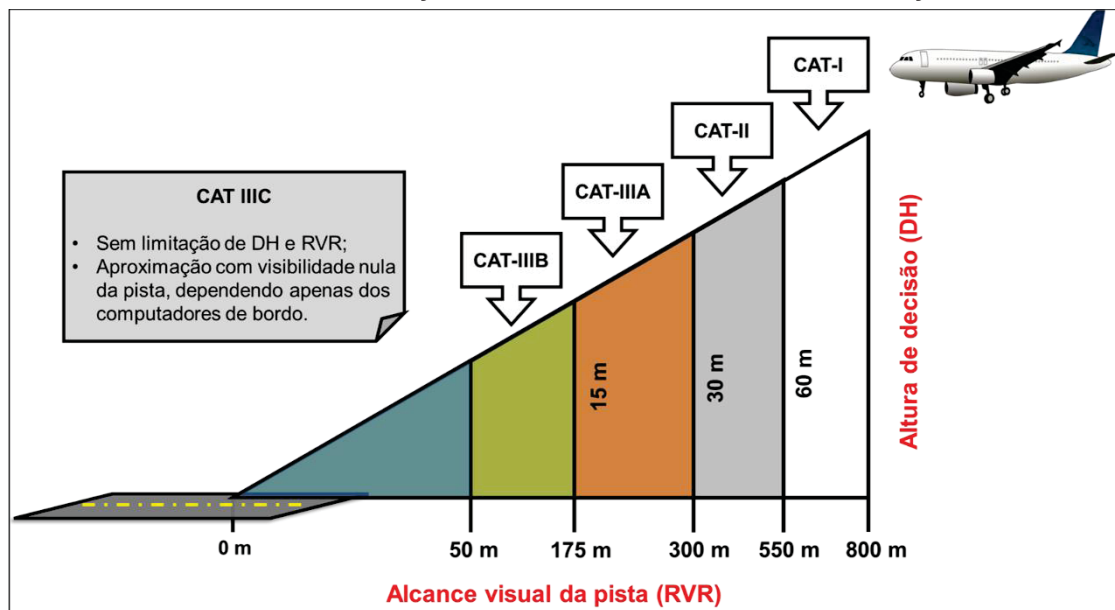
No que diz respeito ao conjunto de métodos de radionavegação desenvolvidos para aviação, o ILS é um sistema consolidado a nível mundial em grande parte dos aeroportos modernos. Este procedimento de pouso possibilita que as fases de aproximação de precisão e de pouso de aeronaves sejam executadas de forma segura, baseadas nos limites de erros da orientação lateral e vertical, do alcance visual da pista⁸ e da altura de decisão⁹, conforme ilustra a FIGURA 21 (SILVA, 2020, p. 23–24).

Levando em conta que obstáculos presentes na direção vertical podem representar risco à aproximação e considerando que a configuração geométrica dos satélites GNSS, normalmente, desfavorece a componente altimétrica, o valor do limite de erro vertical, designado como VAL (*Vertical Alert Limit*), é mais restritivo à medida que a aeronave se aproxima da pista de pouso. A fase de aproximação de precisão é caracterizada pelos parâmetros DH, RVR e VAL e, em função dos valores especificados para cada categoria de pouso, a aeronave só pode continuar a operação caso a pista esteja completamente visível (PULLEN; WALTER; ENGE, 2002, p. 3).

⁸ O alcance visual da pista (*Runway Visual Range* - RVR) se refere à distância na qual o piloto da aeronave, que se encontra sobre o eixo da pista, consegue estabelecer contato visual com os marcos e as luzes de referência presentes na superfície da pista (ANAC, 2021a).

⁹ A altura de decisão (*Decision Height* - DH) representa a altura mínima acima do solo que influencia a decisão do piloto em prosseguir na aproximação para pouso ou, caso não tenha avistado um marco de referência visual na pista, abortar o procedimento de aproximação (arremetida) (ANAC, 2021a).

FIGURA 21 – REPRESENTAÇÃO DAS CATEGORIAS DE APROXIMAÇÃO DO ILS



FONTE: Modificado de Pullen, Walter e Enge (2002, p. 2).

É interessante mencionar que, no contexto da aviação brasileira, há 502 aeródromos públicos autorizados pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) para realizar a exploração comercial do transporte aéreo de passageiros e/ou de cargas, sendo que 27 utilizam o ILS como método de pouso (ANAC, 2021b).

4.2 PERFORMANCE-BASED NAVIGATION (PBN)

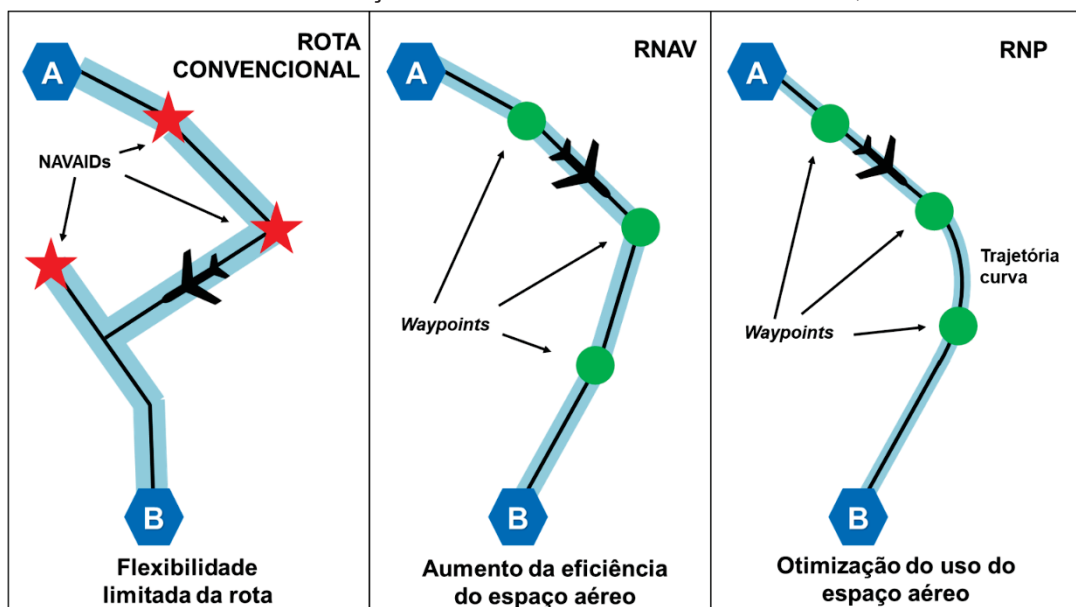
No passado, a demarcação de trajetórias no espaço aéreo era baseada no estabelecimento de rotas fixas que se encontravam atreladas às posições dos auxílios à navegação em solo (NAVAIDs), como o VOR/DME no caso dos voos domésticos, ou dos sistemas de navegação inercial (*Inertial Navigation System* - INS) em voos oceânicos. A limitação deste tipo de rota convencional se dá por conta da dependência da localização terrestre dos faróis de navegação, que resulta em caminhos mais longos, conforme ilustra a imagem à esquerda da FIGURA 22 (MEDEIROS, 2010, p. 9–10).

O desenvolvimento dos computadores de bordo e de múltiplos sensores capazes de calcular a posição e a velocidade da aeronave, como o radar Doppler, o LORAN (*Long Range Navigation*), o VOR/DME inercial e o GNSS, possibilitou uma flexibilidade no traçado da rota (SILVA, 2020, p. 25). Assim surgiu o conceito RNAV (*area navigation*), cujo avanço fundamental foi a criação dos *waypoints*, pontos fixos

de referência definidos por um código específico e uma localização geográfica (latitude e longitude). Os *waypoints* do RNAV permitiram que a trajetória fosse menos dependente dos auxílios à navegação, como pode ser visto na imagem ao centro da FIGURA 22. Os benefícios do RNAV incluem a capacidade de armazenar as rotas através de um banco de dados de navegação, reduzindo, assim, a carga de trabalho do piloto (ICAO, 2008, p. I-A-3-5).

A partir do advento dos sistemas de posicionamento por satélite, foi possível integrar conceitos baseados em requisitos de precisão e de integridade dos procedimentos executados nas operações de aeronavegação. Este conjunto de requisitos deu origem ao conceito RNP (*Required Navigation Performance*), o qual integra atribuições do RNAV, porém se difere quanto à competência de monitorar o desempenho da navegação durante o voo, assim como fornecer alertas ao piloto em caso de desvios na rota. Além disso, o RNP, ilustrado pela imagem à direita da FIGURA 22, tem a capacidade de delimitar trajetórias curvas e de definir um caminho considerando a orientação vertical com restrições de altitude (ICAO, 2008, p. I-A1-5).

FIGURA 22 – COMPARAÇÃO ENTRE ROTAS CONVENCIONAIS, RNAV E RNP



FONTE: Adaptado de UASC (2013, p. 2).

Diante do exposto, a ICAO (2008) definiu o conceito de navegação baseada em performance (*Performance Based Navigation - PBN*), que especifica requisitos de desempenho como forma de avaliar os sistemas RNAV e RNP. Estes requisitos do PBN são classificados em termos de acurácia, integridade, disponibilidade e con-

tinuidade, fundamentais para operações de voo auxiliadas por uma infraestrutura de navegação apropriada. Nesse sentido, o conceito de PBN representa uma mudança da navegação baseada em sensores para uma navegação fundamentada em performance (ICAO, 2008, p. I-A-1–1).

4.3 REQUISITOS DE DESEMPENHO DO GNSS NA NAVEGAÇÃO AÉREA

Com a finalidade de avaliar a qualidade dos sistemas de aeronavegação durante a execução das operações de voo, considerando o conceito de PBN, os seguintes requisitos de desempenho devem ser atendidos (LEE, 2005, p. 27):

- A acurácia leva em conta a distribuição estatística dos erros, incorporando tanto os de caráter sistemático (tendência) quanto os de natureza aleatória (precisão) (MONICO et al., 2009, p. 482). No contexto de navegação aérea, a medida de acurácia fornece o erro de posição (*Position Error* - PE), calculado com base na discrepância entre a posição calculada e a posição verdadeira (referência) da aeronave (ENGE, 1999, p. 111). Para uma posição determinada em um local específico, a probabilidade que o erro de posição esteja dentro dos requisitos de acurácia deve atender um nível de confiança de, no mínimo, 95% (ICAO, 2018, p. ATT D-2);
- A integridade é uma das principais medidas de confiança adotadas para garantir a segurança e reduzir a probabilidade de eventos que possam representar riscos ao transporte aéreo. Este requisito representa a capacidade do sistema de bordo em estabelecer uma comunicação precisa com o piloto assim que for identificada uma falha que impeça a realização da operação de voo pretendida (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 269);
- A continuidade se refere à capacidade do sistema em realizar sua função sem interrupções indesejadas, a fim de garantir acurácia e integridade durante a fase de voo conduzida (ZHU et al., 2018, p. 2763). A probabilidade de uma operação da aeronave precisar ser suspensa por conta de uma falha detectada, porém não programada, caracteriza um risco à continuidade (PULLEN; WALTER; ENGE, 2002, p. 2);

- A disponibilidade consiste na porcentagem total de tempo em que os serviços de navegação permanecem operantes dentro da área de cobertura específica, ou seja, realizando sua função de estimar a posição da aeronave de forma precisa e atendendo os requisitos de acurácia, integridade e continuidade (ENGE, 1999, p. 112; ICAO, 2012, p. 13).

Além disso, a definição de integridade pode ser complementada com os quatro parâmetros a seguir (ZHU et al., 2018, p. 2764):

- Limite de alerta (AL): limite máximo permitido para o erro de posição, a fim de se realizar a operação de voo pretendida de forma segura. O limite de alerta é decomposto nas componentes horizontal (HAL - *Horizontal Alert Limit*) e vertical (VAL). Para os procedimentos de aproximação e de pouso de aeronaves, o limite de alerta vertical é mais rigoroso devido às questões de segurança;
- Tempo de alerta (TTA - *Time To Alert*): intervalo de tempo máximo permitido, contado a partir do início da detecção de uma falha de posicionamento até o aviso ao piloto;
- Risco de integridade (*integrity risk*): probabilidade máxima do sistema de monitoramento de integridade fornecer informações incorretas sem emitir alertas ao piloto no intervalo de tempo necessário. Em outras palavras, o erro de posição excede um limite de alerta determinado, sem que o piloto seja notificado da ocorrência da falha dentro do TTA específico;
- Nível de proteção (PL): grau de confiança estatístico, determinado em tempo real pelo sistema de navegação, que indica a incerteza sobre a posição verdadeira (referência) da aeronave. O nível de proteção também é dividido para o plano horizontal (HPL - *Horizontal Protection Level*) e para a direção vertical (VPL - *Vertical Protection Level*).

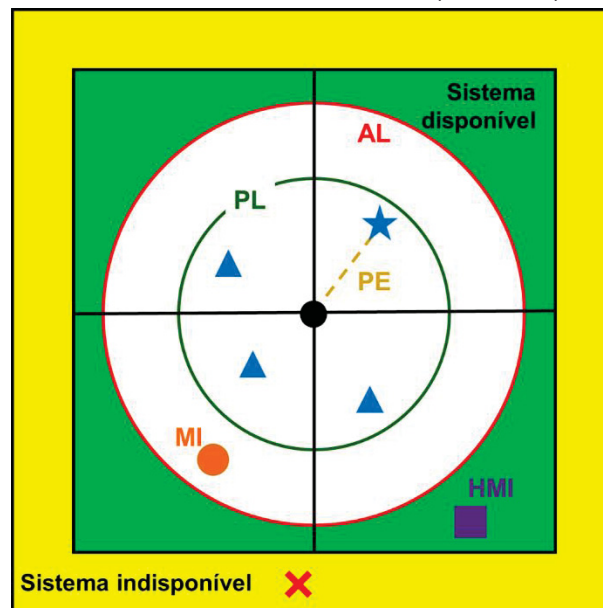
A partir do nível de proteção e do limite de alerta, pode-se realizar uma análise e representação gráfica da integridade no GBAS, em decorrência de eventos específicos que possam ocorrer durante a definição deste parâmetro. Na FIGURA 23 estão ilustrados os requisitos de desempenho, na forma de um gráfico bidimensi-

onal semelhante a um alvo. A origem do alvo designa a posição verdadeira (referência) da aeronave e a estrela azul sua posição calculada em tempo real. A diferença entre estas posições denota o erro de posição da aeronave (PE) que, na prática, é de difícil determinação. Li, Jun e Rui (2014), no entanto, apresentam uma metodologia para a estimativa do PE em tempo real. O PE também é dividido nas componentes horizontal (HPE – *Horizontal Position Error*) e vertical (VPE – *Vertical Position Error*).

Assim, pode-se verificar os seguintes eventos de integridade envolvendo os erros de posição (PE), os níveis de proteção (PL) e os limites de alerta (AL) (ZHU et al., 2018, p. 2764; SILVA, 2020, p. 58):

- Sistema disponível sem restrições (triângulos azuis): operações normais, ou seja, situações em que o nível de proteção (PL) é maior que o erro de posição (PE) e inferior ao limite de alerta (AL);
- Sistema disponível com informações enganosas (*Misleading Information - MI*) (círculo laranja): condição em que o PE excede o PL, mas não o AL;
- Sistema disponível com informações perigosamente enganosas (*Hazardously Misleading Information - HMI*) (quadrado roxo): cenário em que o PE é superior ao AL. Normalmente, o risco para a ocorrência do HMI é da ordem de 10^{-7} a 10^{-9} , que demonstra o quão restritivo é esta probabilidade;
- Sistema indisponível (xis vermelho): nesta situação ocorre falha na integridade, sem que seja enviado um aviso do ocorrido dentro do tempo de alerta (TTA) específico.

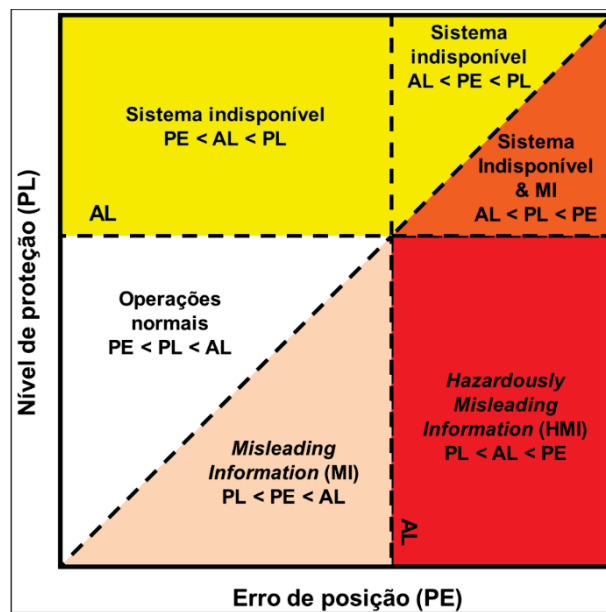
FIGURA 23 – ILUSTRAÇÃO DA RELAÇÃO ENTRE OS PARÂMETROS (PE, AL E PE) E OS EVENTOS DE INTEGRIDADE (MI E HMI)



FONTE: Adaptado de Lee (2005, p. 28) e Zhu et al. (2018, p. 2765).

Outra técnica de representação gráfica da performance da integridade é através do diagrama de Stanford, também conhecido como *Stanford Plot*. Esta ferramenta ilustra a relação entre os parâmetros (PE, PL e AL) e os eventos de integridade (MI, HMI e sistema indisponível), sendo também uma forma de avaliar o desempenho dos sistemas de posicionamento. Na FIGURA 24 está representado o *Stanford Plot*, com o PE no eixo horizontal e o PL no eixo vertical, e seis zonas diferentes que correspondem aos distintos cenários de funcionamento, tais como operações normais, MI, HMI e indisponibilidade do sistema (ZHU et al., 2018, p. 2764–2765).

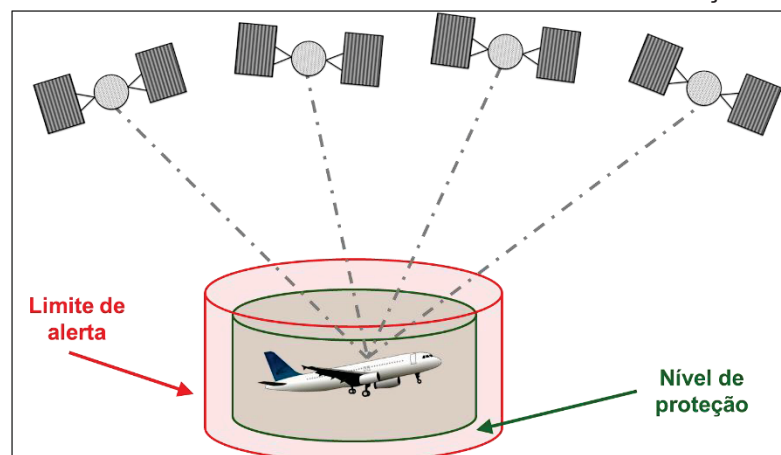
FIGURA 24 – STANFORD PLOT



FONTE: Adaptado de Zhu et al. (2018, p. 2765).

Para uma melhor compreensão dos requisitos, a FIGURA 25 ilustra a posição verdadeira de uma aeronave no momento do voo, através da qual os níveis de proteção (HPL e VPL) devem ser inferiores aos limites de alertas (HAL e VAL) para a fase de voo pretendida. Assim que uma falha posicional é identificada, isto é, caso o nível de proteção (cilindro verde) seja superior ao limite de alerta (cilindro vermelho), o computador de bordo deve acionar um aviso ao piloto, dentro do TTA especificado, para que a decisão adequada seja tomada (ICAO, 2012, p. 11).

FIGURA 25 – LIMITE DE ALERTA E NÍVEL DE PROTEÇÃO



FONTE: Adaptado de Lee (2005, p. 12).

Como mencionado na seção 4.2, o desenvolvimento e a consolidação do GNSS na aviação civil permitiram incorporar os conceitos de PBN para determinar a

posição e a velocidade da aeronave, bem como avaliar a confiabilidade dos procedimentos de voo. Dentre as diversas operações atendidas pelo GNSS, pode-se citar (PEREIRA, 2018, p. 57–58):

- Partida;
- Fase de cruzeiro oceânica ou continental;
- Área de controle terminal (TCA - *Terminal Control Area*);
- Aproximação de não precisão (NPA);
- LPV (*Localizer Performance with Vertical Guidance*);
- APV (*Approach with Vertical Guidance*): APV-I e APV-II;
- Aproximação de precisão: CAT-I, CAT-II, CAT-III.

As especificações e práticas adotadas na navegação aérea, inclusive em relação à aplicação do GNSS, estão fundamentadas em documentos expedidos pela ICAO, que são conhecidos como SARPs (*Standards and Recommended Practices*). O principal objetivo dos SARPs é proporcionar diretrizes e padrões de segurança, principalmente para os países-membros e suas respectivas agências regulatórias especializadas no gerenciamento da aviação civil em seus territórios (ICAO, 2021). Dentre estes documentos, menciona-se o *Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation: Aeronautical Telecommunications* (ICAO, 2018). Outro documento importante, que foi elaborado em conformidade com ICAO (2018), é o DO-253A. Desenvolvido pela *Radio Technical Commission for Aeronautics* (RTCA), o DO-253A¹⁰ fornece padrões mínimos de desempenho operacional (*Minimum Operational Performance Standards* - MOPS) para os equipamentos de navegação aérea, visando aproximações na categoria CAT-I (RTCA, 2017).

Na TABELA 4 e na TABELA 5 são apresentados os valores estabelecidos pela ICAO (2018, p. 3-72) para os requisitos de desempenho de acordo com a fase de voo executada.

¹⁰ O documento DO-253A está disponível no *site* da RTCA, porém em uma versão eletrônica paga: https://my.rtca.org/NC_Product?id=a1B36000001lcjZEAS.

TABELA 4 – REQUISITOS PARA APROXIMAÇÕES PRECISAS E POUSOS

Fase de voo	Acurácia		Probabilidade de perda de integridade	Continuidade	Disponibilidade
	Hor. (95%)	Vert. (95%)			
Cruzeiro (oceânico)	3700 m	-	1 - 1×10^{-7} /h	1×10^{-4} /h a 1×10^{-8} /h	99% - 99,999%
Cruzeiro (continental)	740 m	-	1 - 1×10^{-7} /h	1×10^{-4} /h a 1×10^{-8} /h	99% - 99,999%
Terminal	740 m	-	1 - 1×10^{-7} /h	1×10^{-4} /h a 1×10^{-8} /h	99% - 99,999%
NPA	220 m	-	1 - 1×10^{-7} /h	1×10^{-4} /h a 1×10^{-8} /h	99% - 99,999%
APV-I	16 m	20 m	2×10^{-7} por aprox.	8×10^{-6} /h em 15s	99% - 99,999%
APV-II	16 m	8 m	2×10^{-7} por aprox.	8×10^{-6} /h em 15s	99% - 99,999%
CAT-I	16 m	4 a 6 m	2×10^{-7} por aprox.	8×10^{-6} /h em 15s	99% - 99,999%
CAT-II	6,9 m	2 m	2×10^{-9} por aprox.	4×10^{-6} /h em 15s	99% - 99,999%
CAT-III	6,1 m	2 m	2×10^{-9} por aprox.	2×10^{-6} /h em 15 s	99% - 99,999%

FONTE: ICAO (2018, p. 3-72) e Marini-Pereira et al. (2021, p. 6).

TABELA 5 – LIMITES E TEMPO DE ALERTA PARA APROXIMAÇÕES PRECISAS E POUSOS

Fase de voo	HAL	VAL	TTA
Cruzeiro (oceânico)	7400 m	-	5 min
Cruzeiro (continental)	3700 m	-	5 min
Terminal	1850 m	-	15 s
NPA	556 m	-	10 s
APV-I	40 m	50 m	10 s
APV-II	40 m	20 m	6 s
CAT-I	40 m	35 m a 10 m	6 s
CAT-II	17,4 m	5,3 m	2 s
CAT-III	15,5 m	5,3 m	1 s

FONTE: ICAO (2018, p. 3-72) e Marini-Pereira et al. (2021, p. 6).

Mesmo que a acurácia seja um parâmetro fundamental para a navegação pelo GNSS, no contexto da aviação civil a integridade representa o requisito de mai-

or importância, dado que é definido como uma forma de limitar os erros de posição que possam afetar a confiabilidade da operação aérea pretendida. Por esta razão que, conforme nota-se na TABELA 4, a probabilidade de perda de integridade é na ordem de, no mínimo, 10^{-7} . Isto quer dizer que a possibilidade de ocorrer falhas é de uma a cada 10.000.000 de estimativas de integridade efetuadas (PULLEN et al., 2017, p. 2086; SILVA, 2020, p. 31).

4.4 SISTEMAS DE AUMENTO EMPREGADOS NA NAVEGAÇÃO AÉREA

As constelações GNSS existentes, por si próprias, não possuem a capacidade de atender às demandas na aviação civil, pois um aspecto que restringe a aplicação é o fato de que nenhum destes sistemas proporciona integridade. Para se enquadrar nos requisitos operacionais fundamentais às distintas fases de voo, os GNSS tradicionais necessitam de informações auxiliares para garantir a performance do posicionamento e da navegação em termos de acurácia, integridade, continuidade e disponibilidade. Desta forma, para auxiliar no cumprimento destes parâmetros, foram concebidos os sistemas de aumento com a finalidade de fornecer recursos para o monitoramento da integridade e o envio de alertas (HOFFMANN-WELLENHOF; LICHTENEGGER; WASLE, 2008, p. 420). Os sistemas de aumento empregados na navegação aérea, listados em ICAO (2018), são o ABAS (*Aircraft-Based Augmentation System*), o SBAS, o GBAS e o GRAS (*Ground-Based Regional Augmentation System*) (ICAO, 2013, p. 8).

O ABAS integra dados de satélites GNSS em conjunto com os aviônicos¹¹ embarcados na aeronave. O principal método empregado neste sistema é o RAIM (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*), que faz o monitoramento de observações redundantes de sinais de satélites com o objetivo de detectar (técnica *Fault Detection* - FD) e excluir (técnica *Fault Detection and Exclusion* - FDE) aqueles que, porventura, possam apresentar alguma falha. Desta maneira, o RAIM, mesmo efetuando a exclusão de um satélite anômalo, deve manter a navegação de forma ininterrupta (ICAO, 2013, p. 9). Vale mencionar também que o ABAS faz uso de um outro recurso, denominado de AAIM (*Aircraft Autonomous Integrity Monitoring*), que envol-

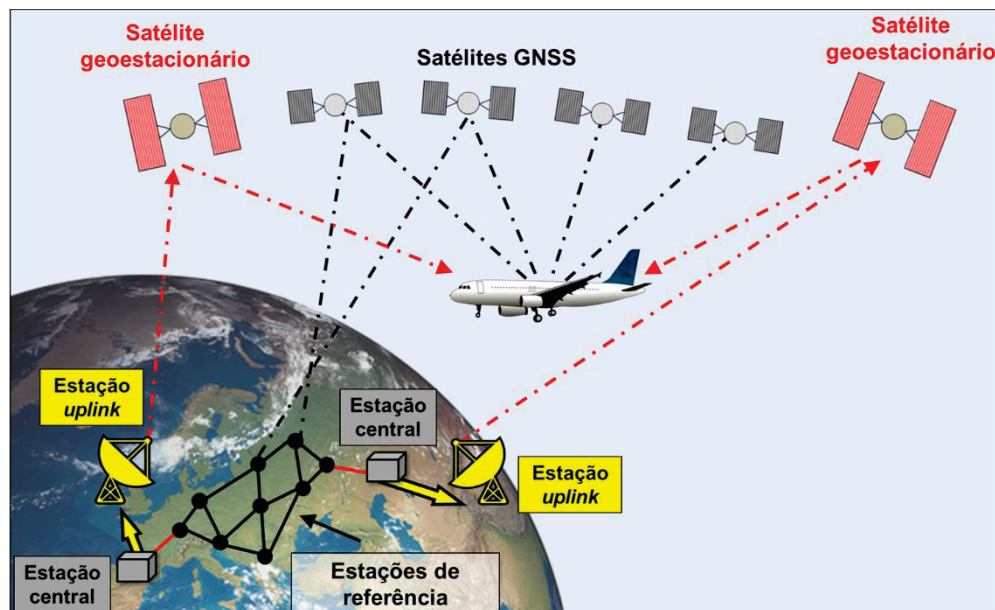
¹¹ Aviônicos: equipamentos eletrônicos instalados a bordo da aeronave, que incluem os sistemas de navegação, de comunicação, do piloto automático e de controle de voo (ANAC, 2021a).

ve a combinação do GNSS com outros dispositivos aerotransportados complementares, tais como uma plataforma inercial, relógios de precisão, altímetros e barômetros (ICAO, 2018, p. ATT D-13).

Já o SBAS destina-se a atender usuários dentro de uma ampla área de cobertura, geralmente em escala continental. O SBAS melhora as informações das constelações GNSS tradicionais ao fornecer correções diferenciais, medidas complementares de pseudodistância e dados de integridade por meio de mensagens transmitidas por satélites geoestacionários (MARINI-PEREIRA; PULLEN; MORAES, 2021, p. 674). Na navegação aérea, o SBAS apresenta uma disponibilidade de serviço muito maior do que os sistemas de satélites principais podem oferecer ao ABAS. Em determinadas situações, o SBAS é capaz de dar auxílio a procedimentos de aproximação com orientação vertical (como o APV, por exemplo), em particular por não necessitar de uma infraestrutura instalada no aeroporto (ICAO, 2013, p. 11).

A arquitetura da operação do SBAS, conforme ilustra a FIGURA 26, utiliza observações GNSS realizadas por uma rede de estações de referência materializada ao longo de um continente. Todos os erros medidos por estes receptores, a partir de sinais enviados por satélites GNSS convencionais, são transferidos para uma estação central de processamento responsável pelo cálculo das mensagens SBAS, ou seja, correções e parâmetros de integridade. Estas mensagens são então enviadas para satélites geoestacionários por meio de estações de comunicação *uplink*. Por fim, as mensagens SBAS são transmitidas aos usuários pelos *transponders* dos satélites geoestacionários que cobrem a área de abrangência do sistema (EUSPA, 2021).

FIGURA 26 – ARQUITETURA DO SBAS



FONTE: Adaptado de ESA (2021).

No caso do GRAS, este sistema pressupõe uma combinação entre os conceitos do SBAS e do GBAS para fornecer auxílio aos requisitos da navegação aérea. Este serviço é similar ao SBAS, mas ao invés de transmitir as informações aumentadas (correções diferenciais e parâmetros de integridade) por meio de satélites geoestacionários, o GRAS transfere as mensagens SBAS para uma estação central verificar e reformatar estes dados no formato GBAS. A estação central, então, enviaria as correções para vários equipamentos de comunicação VHF instalados na área de interesse que, assim, transmitiriam as mensagens aos usuários (CROSBY et al., 2000). No entanto, o GRAS foi desenvolvido de forma conceitual, mas nunca colocado em prática devido à sua complexidade e aos avanços de outros sistemas (ICAO, 2013, p. 10).

Na TABELA 6 indica-se o potencial dos sistemas de aumento em atender os requisitos de navegação para as principais fases de voo.

TABELA 6 – POTENCIAL DE OPERAÇÃO DOS SISTEMAS DE AUMENTO DO GNSS

Fases de voo	ABAS	SBAS	GBAS
Em rota (oceânica/continental)	x	x	
Em rota (terminal)	x	x	
NPA	x	x	x
Partida	x	x	x
LPV		x	
APV-I		x	
APV-II		x	
CAT-I			x
CAT-II			x
CAT-III			x

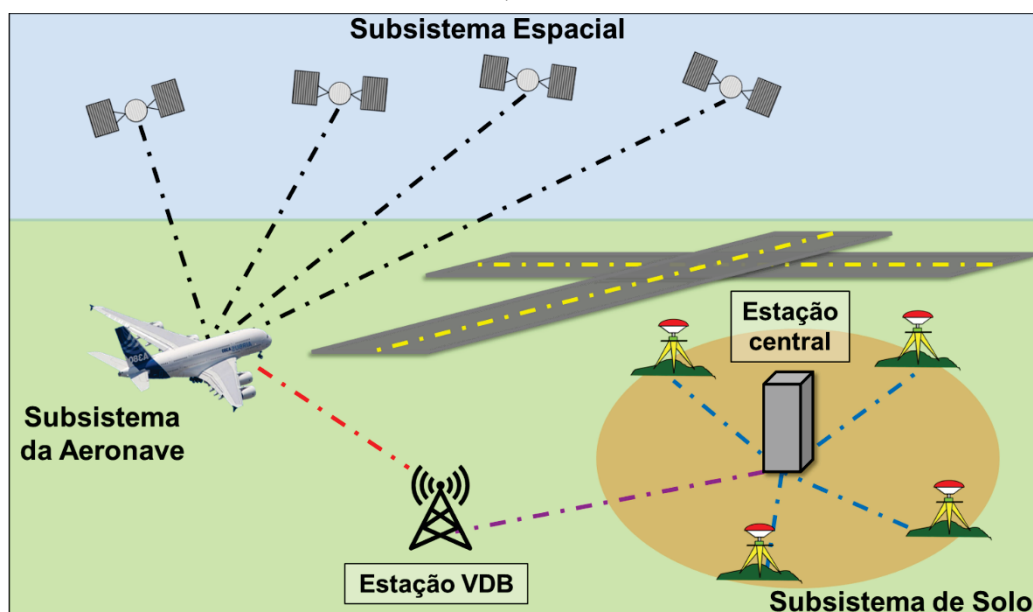
FONTE: Pereira (2018, p. 60).

4.4.1 GBAS

O GBAS é um sistema de aumento concebido para permitir o uso do GNSS com confiabilidade e segurança, atendendo aos requisitos de acurácia, integridade, continuidade e disponibilidade para dar suporte às operações de aproximação e de pouso de aeronaves nas proximidades de um aeroporto. Com exceção do ABAS, o SBAS, o GRAS e o GBAS são fundamentados no DGNSS, cuja função é calcular as correções diferenciais a partir de estações GNSS de referência materializadas em solo e transmiti-las para que uma aeronave possa efetuar uma navegação mais acurada (ICAO, 2013, p. 9). Além das correções, são enviados também parâmetros de integridade e informações para os procedimentos de pouso (ENGE, 1999, p. 114).

Como se visualiza na FIGURA 27, a arquitetura do GBAS pode ser subdividida em três componentes: o subsistema espacial, o subsistema da aeronave e o subsistema de solo (SILVA, 2020, p. 35). Cabe mencionar que os traços que representam os sinais que conectam os satélites aos receptores do subsistema de solo não foram ilustrados em benefício da comunicação visual na imagem.

FIGURA 27 – ARQUITETURA DO GBAS



FONTE: Adaptado de ICAO (2013, p. 12).

O subsistema espacial é composto pelas principais constelações de satélites GNSS destinadas a fornecer recursos para o posicionamento e navegação das aeronaves. De acordo com ICAO (2018, p. 3–59), apenas as constelações GPS e GLONASS estão certificadas pelos SARPs para o uso no GBAS. Ambos os sistemas têm a capacidade de atender a acurácia necessária desde as fases de cruzeiro até as aproximações de não-precisão. Apesar disso, as constelações GNSS, por si próprias, não são capazes de fornecer acurácia suficiente para as operações de aproximação precisa (ICAO, 2013, p. 6).

O subsistema de solo do GBAS, situado nos arredores do aeroporto, é formado por:

- Uma rede de estações de referência: composta, em geral, por quatro receptores ou mais, instalados em pontos com coordenadas conhecidas de forma precisa, para garantir redundância de observações no caso de falha de algum dos equipamentos. Segundo a ICAO (2013, p. 19), um aspecto importante a ser considerado é o local de instalação da estação de referência. A área para a potencial acomodação dos receptores deve ser livre de obstruções físicas que possam interferir nos sinais dos satélites, causando o multicaminho que, conseqüentemente, irá degradar a disponibilidade do serviço;

- Uma estação central de processamento: calcula as correções diferenciais para cada satélite e monitora a integridade dos sinais, em função das informações geradas nos receptores de referência. Caso seja detectado algum problema com um satélite GNSS ou que não seja possível monitorá-lo, a estação central interrompe a transmissão para esse satélite específico, prevenindo que a aeronave utilize seus dados (FAA, 2020); e
- *VHF Data Broadcast (VDB)*: estação transmissora que recebe da central de processamento as informações aumentadas (correções diferenciais, parâmetros de integridade e de aproximação da pista). O VDB transmite estes dados para o subsistema da aeronave na forma de mensagens, alinhado a um formato padrão como, por exemplo, o RTCM. Esta comunicação é realizada através de radiofrequência por meio de um *link* de dados VHF na banda de 108 a 117,975 MHz (ICAO, 2013, p. 15).

Os tipos de mensagens transmitidas por um sistema GBAS são apresentados na TABELA 7. Com a modernização do GNSS e autorização para operacionalização de outras categorias de aproximação, as mensagens em situação “vaga” ou “reservada” serão alocadas para futuras aplicações (ICAO, 2018, p. APP B-1).

TABELA 7 – TIPOS DE MENSAGENS GBAS TRANSMITIDAS VIA VHF

Identificador do tipo de mensagem	Conteúdo da mensagem
0	Vaga
1	Correções diferenciais às pseudodistâncias
2	Dados de integridade do GBAS
3	Mensagem nula
4	Dados do segmento de aproximação final
5	Disponibilidade prevista dos sinais de satélites
6	Reservada
7	Reservada para aplicações nacionais
8	Reservada para aplicações testes
9 a 10	Vagas
11	Correções diferenciais às pseudodistâncias (pseudodistâncias filtradas de 30 segundos)
12 a 100	Vagas
101	Correções às pseudodistâncias para o GRAS
102 a 255	Vagas

FONTE: ICAO (2018, p. APP B-92).

Cabe enfatizar que a rede de estações de referência em solo calcula correções para os satélites visíveis apenas para medidas de pseudodistância moduladas pelo código L1. A frequência L2 do GPS não é empregada por aeronaves civis, uma vez que não é validada para a banda do serviço de radionavegação aeronáutica e, portanto, não pode ser protegida contra interferências pelos provedores de serviços de aviação civil (MARINI-PEREIRA et al., 2021, p. 7).

A correção OSR de pseudodistância transmitida para a aeronave (PRC_{TX}), a partir do subsistema de solo, é determinada pela média das correções calculadas em cada uma das M estações de referência (PRC_{REF}) para um respectivo satélite S na época t (SILVA, 2020, p. 39):

$$PRC_{TX}^{(S)}(t) = \frac{1}{M^{(S)}} \sum_{i=1}^M PRC_{REF}^{(S)}(t) \quad (55)$$

Além disso, nas mensagens GBAS são transmitidas as taxas de variação das correções diferenciais (RRC) (ver seção 3.2) para permitir à aeronave realizar a interpolação entre a recepção de dois conjuntos de correções, em duas épocas diferentes t e t_0 (SILVA, 2020, p. 39).

$$RRC^{(S)}(t_0) = \frac{PRC_{TX}^{(S)}(t) - PRC_{TX}^{(S)}(t_0)}{(t - t_0)} \quad (56)$$

Assim, a pseudodistância corrigida pelo receptor da aeronave, a partir da correção calculada pelas estações de referência em (55), é dada pela fórmula abaixo (ICAO, 2018, p. APP B-107). Vale reiterar, conforme mencionado na subseção 2.3.3.4, que a observável de pseudodistância filtrada pela fase é empregada para o envio de correções diferenciais no GBAS. A determinação da posição da aeronave, a partir da equação (57), será demonstrada na seção 4.5.

$$PR_{CORR_{air}}^{(S)}(t) = PR_{CSC_{air}}^{(S)}(t) + PRC_{TX}^{(S)}(t) + RRC^{(S)}(t_0) \times (t - t_0) + TC + cd t^{(S)} \quad (57)$$

Onde:

- $PR_{CORR_{air}}^{(S)}(t)$: pseudodistância corrigida pelo receptor da aeronave para o satélite S , na época atual t (m);
- $PR_{CSC_{air}}^{(S)}(t)$: pseudodistância filtrada pela fase da onda portadora, calculada pela aeronave antes da aplicação da correção diferencial, para o satélite S , na época atual t (m);
- TC : correção troposférica (m), que será definida na seção 4.5.

Já o subsistema da aeronave é responsável por receber os sinais de satélites das constelações GNSS e as mensagens transferidas pelo VDB. No domínio deste subsistema, o receptor embarcado na aeronave, denominado de *Multi-Mode Receiver* (MMR), se dedica à determinação acurada da posição da aeronave em função das correções diferenciais, bem como ao monitoramento em tempo real da integridade com base na comparação entre os níveis de proteção (HPL e VPL) com os respectivos limites de alerta (HAL e VAL) para a fase de voo pretendida (ICAO, 2013, p. 19).

Destaca-se, ainda, que o GBAS fornece um conjunto de dados de orientação lateral e vertical para a realização da rota de procedimento de aproximação final, denominado de *Final Approach Segment* (FAS), considerando os limites máximos de erro para que seja executada de forma segura (SILVA, 2020, p. 44). Cada orientação requer a definição de um FAS para estabelecer a trajetória de referência desejada para a aproximação e o pouso. O MMR processa a correção de pseudodistância, os parâmetros de integridade e os dados do FAS para indicar qualquer desvio ocorrido na trajetória de referência. Estes desvios são, então, exibidos na tela de instrumentos de voo do piloto e utilizados pelo sistema de navegação da aeronave para orientação do pouso (ACKLAND; IMRICH; MURPHY, 2003, p. 5).

A FIGURA 28 ilustra um exemplo de painel de voo exibido para o piloto durante uma aproximação. Onde está indicado “GLS” pela seta vermelha, mostra que o modo de aproximação será executado pelo sistema de pouso por GBAS (GLS). Esta tela operacional é equivalente ao estabelecido para o ILS, o que minimiza o treinamento da tripulação ao facilitar o uso de equipamentos convencionais familiares aos pilotos. Para preparar uma aproximação por GBAS, o piloto seleciona como fonte de navegação o GLS no computador de bordo (FIGURA 29 à esquerda) e configura a

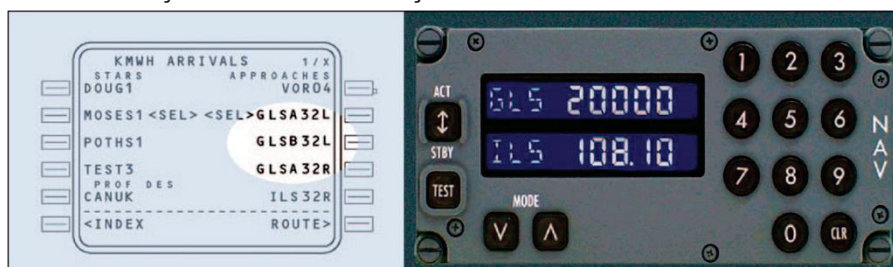
frequência de rádio da estação GBAS ou do ILS no painel de controle (FIGURA 29 à direita) (ACKLAND; IMRICH; MURPHY, 2003, p. 6).

FIGURA 28 – TELA DE VOO INDICANDO APROXIMAÇÃO POR GLS



FONTE: Ackland, Imrich e Murphy (2003, p. 6).

FIGURA 29 – SELEÇÃO DA APROXIMAÇÃO POR GLS NO COMPUTADOR DE BORDO



FONTE: Ackland, Imrich e Murphy (2003, p. 7–8).

Semelhante ao ILS, o GLS apresenta distintas classificações que representam as categorias de aproximação, denominadas de GAST (*GBAS Approach Service Types*), que são definidas em função do tipo de aproximação, das frequências e das constelações GNSS empregadas (ver TABELA 8). É importante enfatizar que apenas os serviços GAST-C e GAST-D estão regulamentados e autorizados pela ICAO a operar (ICAO, 2018, p. ATT D-21). Vale ressaltar que a categoria GAST-F, ainda em testes, indica a tendência de multiconstelações e multifrequências no âmbito do GBAS (FELUX; DAUTERMANN; BECKER, 2013, p. 383; EUROCONTROL, 2019a, p. 75). Há, também, em estudos experimentais a categoria GAST-X, concebida por Murphy et al. (2021), como uma arquitetura alternativa para o GBAS de modo que, em um cenário futuro, seja possível integrar múltiplas constelações e frequências GNSS aos GAST já existentes.

TABELA 8 – CATEGORIAS DE APROXIMAÇÃO DO GLS

	Características
GAST-A	APV-I
GAST-B	APV-II
GAST-C	CAT-I, utilizando frequência L1/GPS
GAST-D	CAT-II/CAT-III, utilizando frequência L1/GPS
GAST-E	CAT-I, utilizando as frequências L5/GPS ou E5a/Galileo
GAST-F Ifree	CAT-II/CAT-III, utilizando combinação das frequências e constelações L1+L5/GPS ou E1+E5a/Galileo
GAST-F SF	CAT-II/CAT-III, utilizando combinação das frequências e constelações L1/GPS com E1/Galileo

FONTE: EUROCONTROL (2019a, p. 73).

LEGENDA: Ifree (*iono-free*); SF (*Single Frequency*)

Diante do exposto, vale ressaltar que o GBAS, em comparação a outros serviços de aproximação de precisão, apresenta diversos benefícios operacionais. No caso do ILS, não é financeiramente viável a instalação de instrumentos em todas as pistas. Já o GBAS, por apresentar um menor custo de implantação e manutenção, caracteriza uma opção mais econômica, ao passo que uma única estação terrestre permite o atendimento a diversas pistas de um aeroporto, inclusive aquelas pertencentes a aeródromos adjacentes (DECEA, 2021). Além disso, o GBAS permite múltiplas possibilidades no momento da aproximação final, tais como a capacidade de conduzir aproximações segmentadas em curva ou e em baixas condições de visibilidade, de aumentar o ângulo de descida e até de realizar pousos em diferentes pontos de toque com a pista (EUROCONTROL, 2016).

4.5 CÁLCULO DOS NÍVEIS DE PROTEÇÃO

Os sistemas de aumento têm o potencial de fornecer os níveis de proteção (PL) em tempo real. Conforme observado na seção 4.3, os PL devem ser definidos de modo a satisfazer a seguinte hipótese (LEE, 2005, p. 17):

$$\text{Probabilidade (erro de posição verdadeiro} > \text{PL)} \leq \gamma \quad (58)$$

Os níveis de proteção devem sobrepor o erro de posição (PE) verdadeiro, o qual é desconhecido em tempo real. Esta condição apresentada em (58) deve atender a uma probabilidade de $(1 - \gamma)$, que se refere aos valores de integridade instituídos na TABELA 5. A seguir, será descrito o processo de cálculo dos níveis de prote-

ção horizontal (HPL) e vertical (VPL), tendo como base as mensagens GBAS e os parâmetros de integridade transmitidos pelo VDB (PEREIRA, 2018, p. 104).

Primeiramente, reescreve-se a equação de pseudodistância do usuário móvel (aeronave), substituindo a equação (4) no termo da distância geométrica da equação (46) (LEE, 2005, p. 17):

$$PR_{air}^S = \sqrt{(X^S - X_{air})^2 + (Y^S - Y_{air})^2 + (Z^S - Z_{air})^2} + \delta dt + \varepsilon^S \quad (59)$$

Onde:

- (X^S, Y^S, Z^S) : coordenadas geocêntricas tridimensionais do satélite S , conhecidas por meio das efemérides transmitidas em tempo real (m);
- $(X_{air}, Y_{air}, Z_{air})$: coordenadas do receptor da aeronave (m);
- δdt : termo que substitui os erros de relógio do satélite e do receptor $c(dt_B - dt^S)$ (m) apresentados na equação (46);
- ε^S : termo que agrupa os erros sistemáticos (troposfera, ionosfera, multicaminho, tendências instrumentais e ruído da pseudodistância) e aleatórios (m) apresentados na equação (46).

As pseudodistâncias PR_{air}^S são calculadas em função da quantidade dos n satélites rastreados pelo receptor da aeronave e, por isso, haverá n equações de pseudodistâncias, com $S = 1, 2, \dots, n$. Como o modelo funcional (59) é não-linear, faz-se necessário linearizar a equação atribuindo valores iniciais aproximados para as coordenadas geodésicas da aeronave $(X_{air}^0, Y_{air}^0, Z_{air}^0)$ e para o erro dos relógios (δdt^0) . Então, o valor esperado para a pseudodistância, baseado nas estimativas iniciais, é dado por (LEE, 2005, p. 17):

$$PR_{air}^{S\ 0} = \sqrt{(X^S - X_{air}^0)^2 + (Y^S - Y_{air}^0)^2 + (Z^S - Z_{air}^0)^2} + \delta dt^0 \quad (60)$$

As correções diferenciais na aeronave, determinadas pela diferença das pseudodistância registradas no instante da observação (PR_{air}^S) e as distâncias geométricas aproximadas ($PR_{air}^{S\ 0}$), podem ser apresentadas em sua forma matricial (PEREIRA, 2018, p. 105):

$$\Delta PRC_{air}^S = PR_{air}^S - PR_{air}^{S^0} = G \begin{bmatrix} X_{air} - X_{air}^0 \\ Y_{air} - Y_{air}^0 \\ Z_{air} - Z_{air}^0 \\ \delta dt - \delta dt^0 \end{bmatrix} + \varepsilon^S \quad (61)$$

$$\Delta PRC_{air}^S = G \begin{bmatrix} \Delta X_{air} \\ \Delta Y_{air} \\ \Delta Z_{air} \\ \Delta \delta dt \end{bmatrix} + \varepsilon^S \quad (62)$$

Onde:

- ΔPRC_{air}^S : vetor contendo as correções diferenciais da aeronave para cada satélite S ;
- G : matriz jacobiana do receptor-satélite, consistindo em n linhas e quatro colunas. Conforme Walter, Enge e Hansen (1997, p. 476), a matriz G é obtida em função do azimuth (Az) e do ângulo de elevação (El) de cada satélite registrado no receptor da aeronave (variando de 1 a n):

$$G = \begin{bmatrix} \cos El^{(1)} & \cos Az^{(1)} & \cos El^{(1)} & \sin Az^{(1)} & \sin El^{(1)} & 1 \\ \cos El^{(2)} & \cos Az^{(2)} & \cos El^{(1)} & \sin Az^{(2)} & \sin El^{(2)} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \cos El^{(n)} & \cos Az^{(n)} & \cos El^{(n)} & \sin Az^{(n)} & \sin El^{(n)} & 1 \end{bmatrix} \quad (63)$$

Por fim, a solução do vetor dos parâmetros (coordenadas tridimensionais do vetor da aeronave e os erro dos relógios dos satélites) será obtida através de um ajustamento de observações pelo MMQ ponderado (LEE, 2005, p. 18):

$$\begin{bmatrix} \Delta X_{air} \\ \Delta Y_{air} \\ \Delta Z_{air} \\ \Delta \delta dt \end{bmatrix} = (G^T P G)^{-1} (G^T P \Delta PRC_{air}^S) \quad (64)$$

Os resíduos das medidas de pseudodistâncias, para cada satélite observado, são caracterizados por uma matriz peso P , de ordem n . A matriz P é definida por (LEE, 2005, p. 18–19):

$$P = \begin{bmatrix} \sigma_{PR(1)}^{-2} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_{PR(2)}^{-2} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_{PR(n)}^{-2} \end{bmatrix} \quad (65)$$

Para cada medida de pseudodistância corrigida dos S satélites, tem-se um modelo de erro que contém elementos dos subsistemas de solo e da aeronave (PEREIRA, 2018, p. 106):

$$\sigma_{PR(S)}^2 = \sigma_{air(S)}^2 + \sigma_{tropo(S)}^2 + \sigma_{iono(S)}^2 + \sigma_{PR_gnd(S)}^2 \quad (66)$$

Onde:

- σ_{air} : erro devido à aeronave, composto a partir de modelos específicos para o ruído do receptor e para o multicaminho (m);
- σ_{tropo} : erro residual da camada troposférica (m);
- σ_{iono} : erro residual da camada ionosférica (m);
- σ_{PR_gnd} : erro relativo às pseudodistâncias medidas pelas estações de solo, que inclui os erros de ruído e de multicaminho dos receptores das estações de referência (m). O erro σ_{PR_gnd} é transmitido pelas mensagens GBAS do tipo 1 para cada satélite (LEE, 2005, p. 19).

Para fins de simplificação, define-se a matriz de projeção $S = (G^T P G)^{-1} (G^T P)$ para que seja possível determinar o desvio-padrão dos erros de posição horizontal e vertical (PEREIRA, 2018, p. 107):

$$\sigma_{erro_{horizontal}} = \sqrt{\sum_{i=1}^n S_{horizontal(S)}^2 \sigma_{PR(S)}^2} \quad (67)$$

$$\sigma_{erro_{vertical}} = \sqrt{\sum_{i=1}^n S_{vertical(S)}^2 \sigma_{PR(S)}^2} \quad (68)$$

Onde $S_{horizontal}$ e $S_{vertical}$ representam, respectivamente, as componentes horizontais e vertical da matriz S (PEREIRA, 2018, p. 108):

$$S_{horizontal} = \sqrt{S_{1(s)}^2 + S_{2(s)}^2} \quad (69)$$

$$S_{vertical} = S_{3(s)}^2 + S_{1(s)}^2 \cdot \tan \theta_{GPA} \quad (70)$$

Onde:

- S_1 , S_2 e S_3 : elementos que ocupam, respectivamente, a primeira, segunda e terceira linhas da matriz S ;
- θ_{GPA} : ângulo da trajetória de planeio (*Glide Path Angle* - GPA), que representa o ângulo do caminho de aproximação com a pista. Geralmente, adota-se o valor de 3° .

O cálculo dos níveis de proteção (HPL e VPL) são definidos levando em conta uma hipótese livre de falhas do receptor de referência (LEE, 2005, p. 19):

$$HPL = K_{ffmd} \cdot \sigma_{erro_{horizontal}} \quad (71)$$

$$VPL = K_{ffmd} \cdot \sigma_{erro_{vertical}} \quad (72)$$

O K_{ffmd} (*fault-free missed detection*) é um fator multiplicador derivado da probabilidade da detecção de erros na pseudodistância livre de falhas, cujo valor é definido em função da quantidade de estações de referência e da categoria de aproximação utilizada no momento da geração de correções (PEREIRA, 2018, p. 108). Rowson et al. (1998, p. 504) apresenta valores de K_{ffmd} para as categorias de aproximação precisa (CAT-I, CAT-II e CAT-III), conforme indica a TABELA 9.

TABELA 9 – VALORES DE K_{ffmd} PARA AS CATEGORIAS CAT-I, CAT-II E CAT-III

Operação de voo	Quantidade de receptores de referência		
	$M = 2$	$M = 3$	$M = 4$
CAT-I	5,762	5,810	5,847
CAT-II	6,598	6,641	6,673
CAT-III	6,598	6,641	6,673

FONTE: Rowson et al. (1998, p. 504).

O erro referente à pseudodistância, conforme visualiza-se na equação (66), é calculado em função dos modelos de erro das estações de solo, da aeronave, das camadas troposférica e ionosférica, os quais são fundamentais para determinar os níveis de proteção.

a) Erro das estações de solo

O erro das estações de solo para cada satélite S é transmitido aos usuários do GBAS pela mensagem do tipo 1 e leva em consideração efeitos instrumentais e atmosféricos, ruído do receptor, interferências locais e o multicaminho nas estações de referência em solo (LEE, 2005, p. 33).

$$\sigma_{PR_gnd}^{(S)} = \sqrt{\frac{\left(a_0 + a_1 e^{-El^{(S)}/E_0}\right)^2}{M} + (a_2)^2} \quad (73)$$

Onde:

- M : quantidade de receptores operantes na estação de referência do GBAS em solo (adimensional);
- a_0 , a_1 e E_0 : parâmetros tabelados em função dos indicadores de acurácia das estações de solo (GAD - *Ground Accuracy Designator*), cujos valores são apresentados na TABELA 10.

O GAD reflete o desempenho mínimo, no modo estático, da precisão da correção de pseudodistância dos receptores e antenas instalados nas estações GBAS. Os critérios considerados na avaliação do GAD incluem simulações de baixos níveis de sinal GNSS, da interferência de radiofrequência, assim como a coleta de dados no ambiente de instalação das estações de referência (SILVA, 2020, p. 46). Nesse sentido, o GAD é um valor adequado para prever a acurácia do subsistema de solo e o nível do serviço de aproximação que pode ser suportado. Nas mensagens do tipo 2, o GAD é descrito por uma letra ou por um número que indica uma de suas três categorias (LEE, 2005, p. 33):

- A (0): representa um nível de desempenho da precisão alcançada nas primeiras antenas e receptores GNSS das estações GBAS, as quais utilizavam técnicas modestas de mitigação de multicaminho;
- B (1): representa um grau intermediário de performance, obtido com antenas e receptores GNSS de tecnologias mais avançadas que o GAD-A;
- C (2): o nível foi definido para suportar aproximações CAT-II e CAT-III, empregando antenas e receptores GNSS de última geração capazes de mitigar o multicaminho.

TABELA 10 – PARÂMETROS DO GAD

GAD		a_0 (m)	a_1 (m)	a_2 (m)	E_0 (graus)
GAD-A (0)	$El > 5^\circ$	0,50	1,65	0,08	14,3°
GAD-B (1)	$El > 5^\circ$	0,16	1,07	0,08	15,5°
GAD-C (2)	$El \geq 35^\circ$	0,15	0,84	0,04	15,5°
	$El < 35^\circ$	0,24	0,00	0,04	-

FONTE: Rowson et al. (1998, p. 502).

b) Erro devido à aeronave

O erro devido à aeronave integra dois efeitos: o erro de ruído do receptor (σ_{noise}) e o erro de multicaminho ($\sigma_{multipath}$). O primeiro ocorre por conta do ruído na banda larga e de interferências instrumentais (ruídos térmicos, tendências instrumentais e erros de processamento do receptor) e é dado por (ICAO, 2018, p. APP B-136):

$$\sigma_{noise}^{(s)} = a_0 + a_1 \cdot e^{-El^{(s)}/Ec} \quad (74)$$

Onde:

- $El^{(s)}$: ângulo de elevação do satélite S , variando de 5° a 90° ;
- e : número de Euler, que equivale, com os primeiros seis dígitos decimais, a 2,718281...;
- a_0 , a_1 e Ec : parâmetros tabelados em função dos indicadores de acurácia da aeronave (AAD - *Aircraft Accuracy Designator*), apresentados na TABELA 11.

Semelhante ao erro das estações de solo, o AAD descreve a contribuição do subsistema da aeronave para o erro de correção da pseudodistância e designa os níveis de performance do receptor da aeronave (ICAO, 2018, p. APP B-136). O AAD também é indicado por uma letra que define sua categoria (ESTEVEES, 2007, p. 56):

- A: indica a precisão padrão alcançada utilizando receptores com a tecnologia frequentemente disponível em receptores comuns;
- B: representa um padrão de precisão baseado em receptores com tecnologia de última geração.

TABELA 11 – PARÂMETROS DO AAD DO RECEPTOR DA AERONAVE

AAD	a_0 (m)	a_1 (m)	Ec (graus)
A	0,15	0,43	6,9°
B	0,11	0,13	4,0°

FONTE: (ICAO, 2018, p. 137).

Já o segundo efeito decorre do multicaminho dos sinais de satélite na superfície da fuselagem da aeronave (ICAO, 2018, p. APP B-111), sendo definido por:

$$\sigma_{multipath}^{(S)} = 0,13 + 0,53 \cdot e^{-El^{(S)}/10^\circ} \quad (75)$$

Assim, o erro devido à aeronave é calculado da seguinte forma (ICAO, 2018, p. APP B-110):

$$\sigma_{air}^{(S)} = \sqrt{\sigma_{noise}^{2(S)} + \sigma_{multipath}^{2(S)}} \quad (76)$$

c) Erro residual da camada troposférica

A correção do erro da camada troposférica (TC) para um satélite S , importante para o cálculo da posição corrigida da aeronave (ver equação (57)), pode ser calculado por (ICAO, 2018, p. APP B-108):

$$TC^{(S)} = N_R h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0,002 + \sin^2(El^{(S)})}} \left(1 - e^{-\Delta h/h_0}\right) \quad (77)$$

Já a contribuição da incerteza residual da correção do erro da camada troposférica, para um satélite S , é dado por (ICAO, 2018, p. APP B-108):

$$\sigma_{tropo}^{(S)} = \sigma_{N_R} h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0,002 + \sin^2(El^{(S)})}} \left(1 - e^{-\Delta h/h_0}\right) \quad (78)$$

Onde:

- N_R : índice de refatividade, transmitido na mensagem GBAS do tipo 2 (adimensional);
- σ_{N_R} : desvio-padrão do índice de refatividade, transmitido na mensagem GBAS do tipo 2 (adimensional);
- h_0 : altura da camada troposférica, transmitida na mensagem GBAS do tipo 2 (m);
- Δh : altura da aeronave em relação às estações de referência do sistema GBAS (m).

d) Erro residual da camada ionosférica

As variações temporais e espaciais na ionosfera conduz a erros nas pseudodistâncias da aeronave. O erro residual da camada ionosférica, para um dado satélite S , é calculado por (LEE, 2005, p. 134):

$$\sigma_{iono}^{(S)} = F_{PP} \cdot \sigma_{vig} \cdot (X_{air} + 2 \cdot \tau \cdot V_{air}) \quad (79)$$

Onde F_{PP} corresponde ao fator de obliquidade (adimensional) e é definido por:

$$F_{PP} = \left[1 - \left(\frac{r_E \cos El^{(S)}}{r_E + h_M} \right)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \quad (80)$$

- σ_{vig} : desvio-padrão do gradiente vertical ionosférico (*vertical ionospheric gradient* - vig) (mm/km). Mais detalhes a respeito do cálculo deste coeficiente podem ser conferidos em Pereira, Monico e Camargo (2021);
- τ : constante de tempo da filtragem da medida de pseudodistância pela onda portadora (s). Para a categoria GAST-C equivale a 100 segundos; já para as categorias GAST-D e GAST-F corresponde a 30 segundos (ICAO, 2018, p. APP B-109);
- X_{air} : distância inclinada entre a aeronave e o ponto de referência da posição das estações GBAS (GRP - *GBAS reference point*), incluída na mensagem GBAS do tipo 2 (m);
- V_{air} : velocidade horizontal de aproximação da aeronave (m/s);
- r_E : raio da Terra (m), aproximadamente 6378 km.
- h_m : altura da camada ionosférica que, em geral, assume-se ser da ordem de 350 km (ICAO, 2018, p. APP B-52).

5 AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PPP-RTK COM CORREÇÕES ATMOSFÉRICAS SSR NA REGIÃO BRASILEIRA

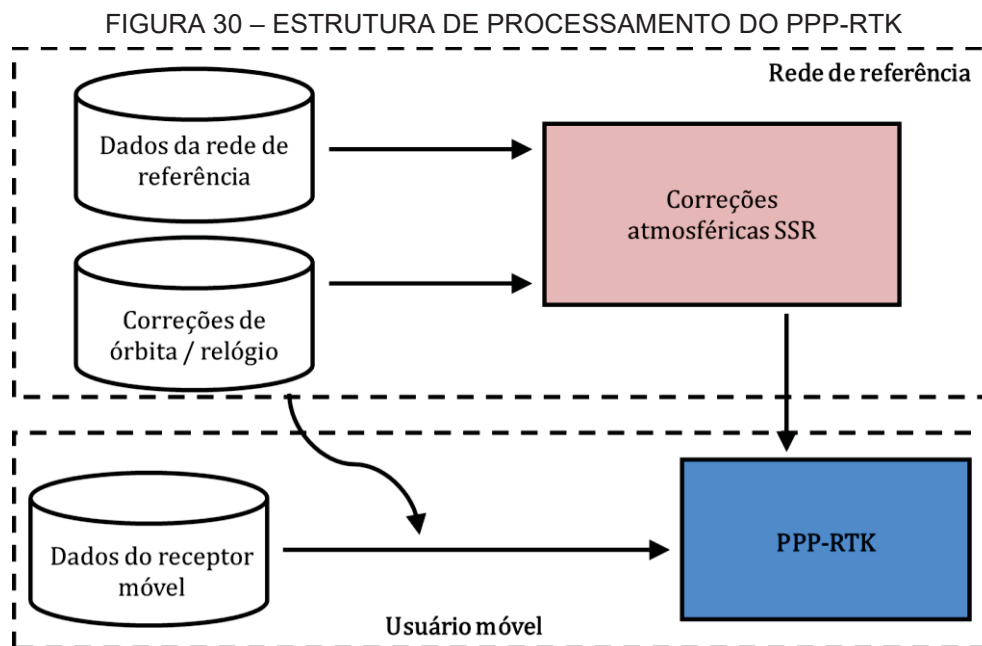
O capítulo 5 descreve o primeiro experimento da pesquisa, que visou avaliar a performance do método PPP-RTK com correções atmosféricas SSR na região brasileira. Na seção 5.1 apresenta-se a metodologia adotada com base no método PPP-RTK e os métodos, incluindo a ferramenta computacional GNSS_Engine empregada no processamento e o conjunto de dados dos receptores GNSS que definem a área de estudo. Por fim, os resultados obtidos serão relatados na seção 5.2. Para validar os resultados, serão comparadas as soluções decorrentes do PPP-RTK com e sem o uso de correções atmosféricas SSR.

5.1 METODOLOGIA DA AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DO PPP-RTK

5.1.1 Estratégia de processamento do método PPP-RTK

A metodologia de processamento do método PPP-RTK, apresentada em Oliveira Junior (2017, p. 131–145), foi empregada no primeiro experimento utilizando-se a ferramenta GNSS_Engine. Foram consideradas duas fontes fornecendo dados GNSS: a estação de referência e a estação simulando o receptor do usuário móvel. Idealmente seria interessante ter uma rede de estações de referência, porém devido à indisponibilidade de dados com taxa de amostragem de 1 segundo para estações próximas com receptores de monitoramento contínuo, considerou-se apenas uma estação de referência. A referência é responsável pela geração e modelagem das correções atmosféricas SSR. No domínio do usuário móvel foi simulado o pós-processamento em modo cinemático, aplicando as correções atmosféricas SSR geradas pelas estações de referência.

Nesse sentido, a FIGURA 30 ilustra o diagrama de fluxo com a estrutura do processamento do PPP-RTK, visando gerar as correções atmosféricas SSR.



FONTE: Adaptado de Oliveira Junior (2017, p. 127).

Nota-se, no fluxograma da FIGURA 30, uma semelhança entre os principais elementos que compõem tanto o método DGNSS/GBAS quanto o PPP-RTK: a estação de referência, a estação de processamento que gera as correções e a estação móvel. A diferença é que no caso do DGNSS/GBAS, as correções são calculadas no formato OSR, conforme detalhado na seção 3.4.

Para processar e analisar a performance do PPP-RTK utilizou-se a ferramenta GNSS_Engine, desenvolvida por Oliveira Junior (2017) e Oliveira Junior, Monico e Morel (2020). O programa computacional em questão tem como base uma versão modificada do *software* PPP-Wizard 1.3 (LAURICHESSE; PRIVAT, 2015). As modificações foram necessárias para que fosse possível efetuar o PPP em tempo real com estimativa das ambiguidades inteiras e levar em conta o uso de correções atmosféricas SSR, empregando dados GNSS de estações de referência de modo automatizado.

No GNSS_Engine os atrasos ionosféricos e troposféricos são estimados e utilizados para produzir correções atmosféricas SSR. O algoritmo utilizado para gerar estas correções tem como base a interpolação do tipo IDW. Estas correções geradas são introduzidas como valores *a priori* injuncionados no processamento do PPP no domínio do usuário móvel. Nesse contexto, a modificação no PPP-Wizard 1.3 garantiu a aplicação de valores mais próximos à realidade física dos efeitos atmosféricos observados localmente na área de estudo investigada (OLIVEIRA

JUNIOR, 2017, p. 131–138). As configurações de processamento da estação de referência e da estação que simula o usuário móvel são apresentadas na TABELA 12.

TABELA 12 – CONFIGURAÇÕES DE PROCESSAMENTO DA ESTAÇÃO DE REFERÊNCIA E DA ESTAÇÃO QUE SIMULA O USUÁRIO MÓVEL

	Processamento da estação GNSS de referência	Processamento da estação GNSS do usuário móvel
Modo	PPP estático (solução fixa)	PPP cinemático
Atraso ionosférico	Estimada	Injuncionada
Atraso zenital troposférico	ZHD: modelado (Saastamoinen) ZWD: estimado Funções de mapeamento: CNES	ZHD: modelado (Saastamoinen) ZWD: injuncionado (2 cm) Funções de mapeamento: CNES
Coordenadas	Injuncionadas (1 cm)	Estimadas
Constelações GNSS	GPS + GLONASS	
Observáveis	L1 + L2	
Órbitas e relógios	Produtos de órbita e relógio em tempo real do CNES	
Máscara de elevação	10°	
Taxa de amostragem	1 segundo	
Processo de filtragem (Kalman)	<i>Forward</i>	
Outros parâmetros	Convenções de 2010 do IERS (PETIT; LUZUM, 2010)	
<i>Software</i>	GNSS_Engine, com base no PPP-Wizard 1.3 (modificado)	

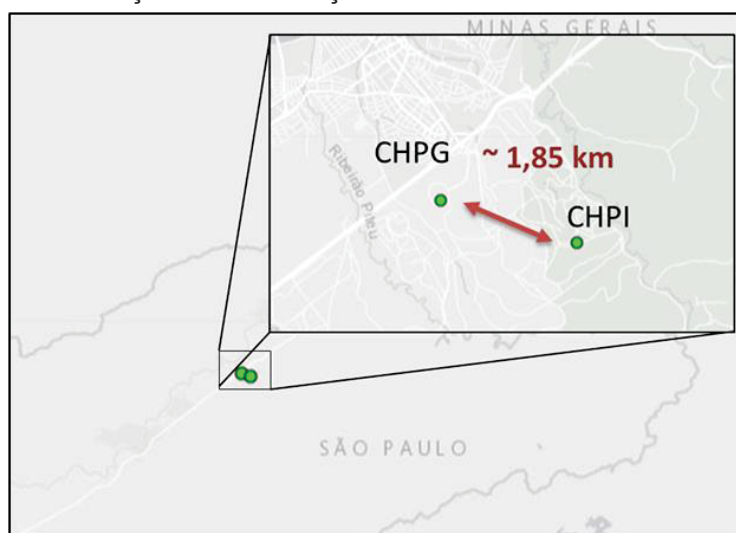
Fonte: O autor (2022).

Vale enfatizar que, segundo Oliveira Junior (2017, p. 102–103), a adoção de um modelo troposférico padrão para estimar a componente hidrostática ZHD (*Zenith Hydrostatic Delay*), como o modelo de Saastamoinen (1972), não introduz erros expressivos em relação a modelos mais sofisticados. Já em relação ao processo de filtragem Kalman foi aplicado o modo *forward*, tendo em vista que os dados de observação são processados do início para o fim do rastreamento, mantendo condições próximas à realidade do processamento em tempo real. Da mesma forma, foram utilizados produtos para órbitas, relógio e tendência instrumental de fase do satélite, fornecidos pela agência independente CNES, com a finalidade de adequar o posicionamento aos critérios de uma simulação em tempo real.

5.1.2 Área de estudo

Neste experimento foram coletados dados de observação referentes a duas estações pertencentes à rede global do IGS. A FIGURA 31 ilustra a configuração geométrica, ou seja, como a estação de referência (CHPI) está disposta no espaço geográfico em relação à estação que simula o usuário (CHPG). Ambas as estações estão localizadas no município de Cachoeira Paulista, no estado de São Paulo e a linha de base entre as duas é de, aproximadamente, 1,85 km, uma situação próxima à realidade do GBAS.

FIGURA 31 – LOCALIZAÇÃO DAS ESTAÇÕES UTILIZADAS E A GEOMETRIA FORMADA



FONTE: O autor (2022).

As coordenadas geodésicas tridimensionais, contidas nos descritivos dessas estações, estão apresentadas na TABELA 13. As informações referentes ao receptor e antena de cada uma das estações podem ser observadas na TABELA 14.

TABELA 13 – COORDENADAS DAS ESTAÇÕES CHPG E CHPI

Estação	Latitude	Longitude	Altitude elipsoidal (m)
CHPG	- 22° 40' 56,1840"	- 45° 00' 08,5520"	566,2681
CHPI	- 22° 41' 13,7230"	- 44° 59' 06,5708"	617,4176

Fonte: O autor (2022).

TABELA 14 – MODELOS DE RECEPTORES E ANTENAS DAS ESTAÇÕES CHPG E CHPI

Estação	Modelo de Receptor	Modelo de Antena	Altura da Antena (m)
CHPG	TRIMBLE NETR9	TRM59800.00 NONE	0,4246
CHPI	SEPT POLARX5	TPSCR.G3 NONE	0,0792

Fonte: O autor (2022).

Os dados de observação de ambas as estações foram coletados para o dia 025/2020 (25 de janeiro de 2020). Essa data foi selecionada por causa da disponibilidade de dados de estações com distâncias curtas entre si, como forma de garantir maior similaridade com a realidade do GBAS. Esse período também foi considerado devido à disponibilidade de produtos de órbita, relógio e tendência instrumental de fase dos satélites para fixação das ambiguidades no PPP-Wizard 1.3 pelo CNES.

5.2 RESULTADOS DA APLICAÇÃO DE CORREÇÕES SSR NO PPP-RTK

5.2.1 Análise da convergência da solução posicional

Foram consideradas duas estratégias de processamento dos dados GNSS para a estação CHPG, que simula o usuário móvel, na ferramenta GNSS_Engine, com base na terminologia de estratégias definidas em Oliveira Junior (2017, p. 139). Tais estratégias se distinguem em função da aplicação de correções atmosféricas SSR e da fixação de ambiguidades. Em cada estratégia foram consideradas 3 sessões (*cold starts*) de 2 horas de duração com inicialização às 14h, 16h e 18h (horário local). Conforme Oliveira Junior (2017, p. 139) esta duração é suficiente para observar a convergência da solução de posição.

Na TABELA 15 são resumidas as características das estratégias de processamento adotadas para a estação CHPG.

TABELA 15 – ESTRATÉGIAS DE PROCESSAMENTO DA ESTAÇÃO CHPG

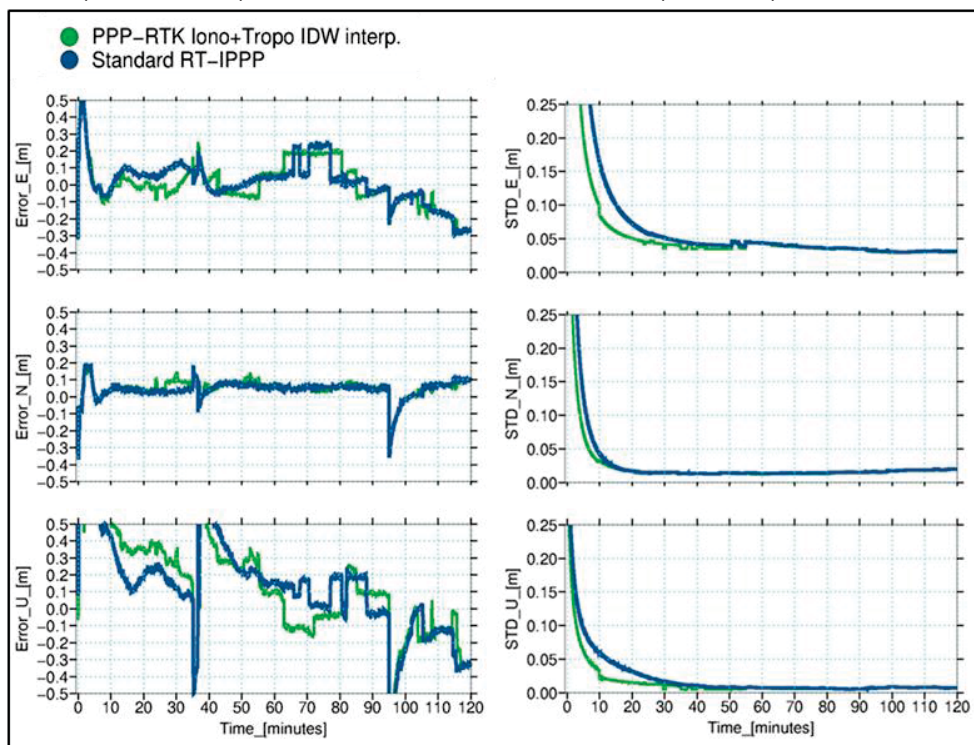
	Estratégia 1	Estratégia 2
	<i>Standard RT-IPP</i>	<i>PPP-RTK Iono+Tropo IDW Interp.</i>
Correções atmosféricas SSR	Não se aplicam	Correções SSR de ionosfera + troposfera modeladas através de interpolação IDW
Fixação de ambiguidades	Sim	Sim

Fonte: O autor (2022).

Na FIGURA 32, FIGURA 33 e FIGURA 34, à esquerda, são comparadas as soluções do PPP-RTK com correções atmosféricas SSR (*PPP-RTK Iono+Tropo IDW Interp.*) (em verde) em relação aos resultados do PPP-RTK sem correções atmosféricas (*Standard Real-Time Integer PPP - RT-IPP*) (em azul), para as três sessões de 2 horas de processamento, ilustradas na sequência de gráficos a seguir. À direita, verifica-se os desvios-padrão formais obtidos a partir do ajustamento do processamento GNSS, em metros, para ambas as estratégias. Conforme abordado na seção 3.5, a expectativa de precisão para o método PPP-RTK é na ordem do centímetro. Nesse sentido, optou-se por representar apenas a baixa discrepância obtida na escala vertical, condizente com a precisão esperada para o método.

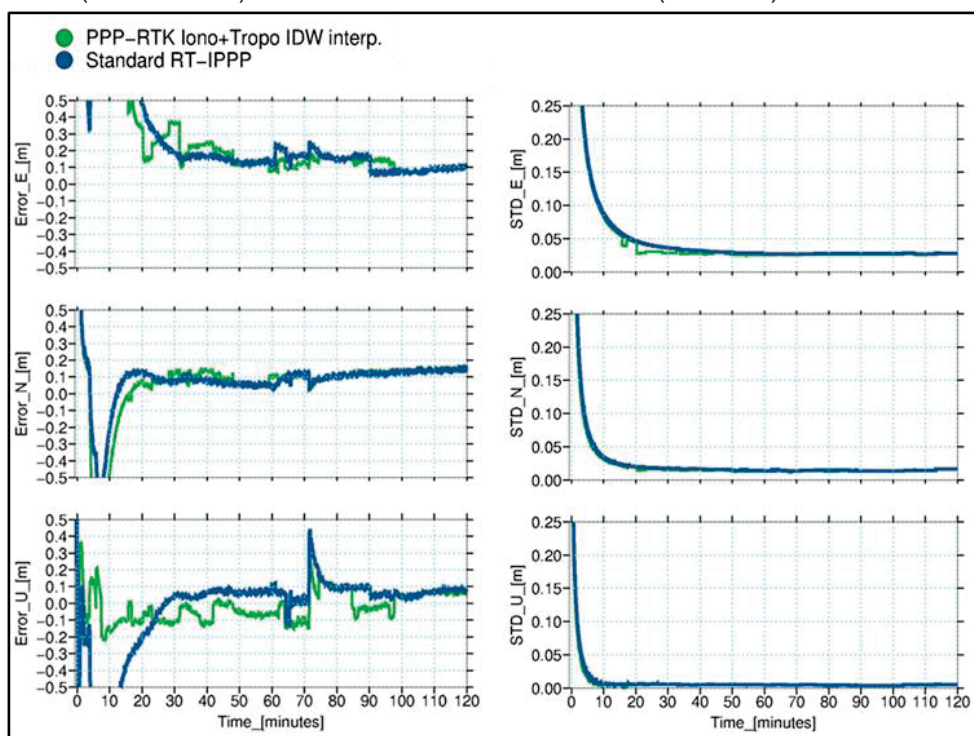
A análise de resultados foi conduzida comparando-se as discrepâncias (eixo vertical) entre as coordenadas planimétricas (este e norte) e altimétricas estimadas, em metros, em relação às soluções das coordenadas de referência da estação, ao longo do tempo, em minutos (eixo horizontal).

FIGURA 32 – DISCREPÂNCIAS DE POSICIONAMENTO EM RELAÇÃO ÀS COORDENADAS DE REFERÊNCIA (ESQUERDA) E DESVIOS-PADRÃO FORMAIS (DIREITA) NO DIA 025/2020 ÀS 14H



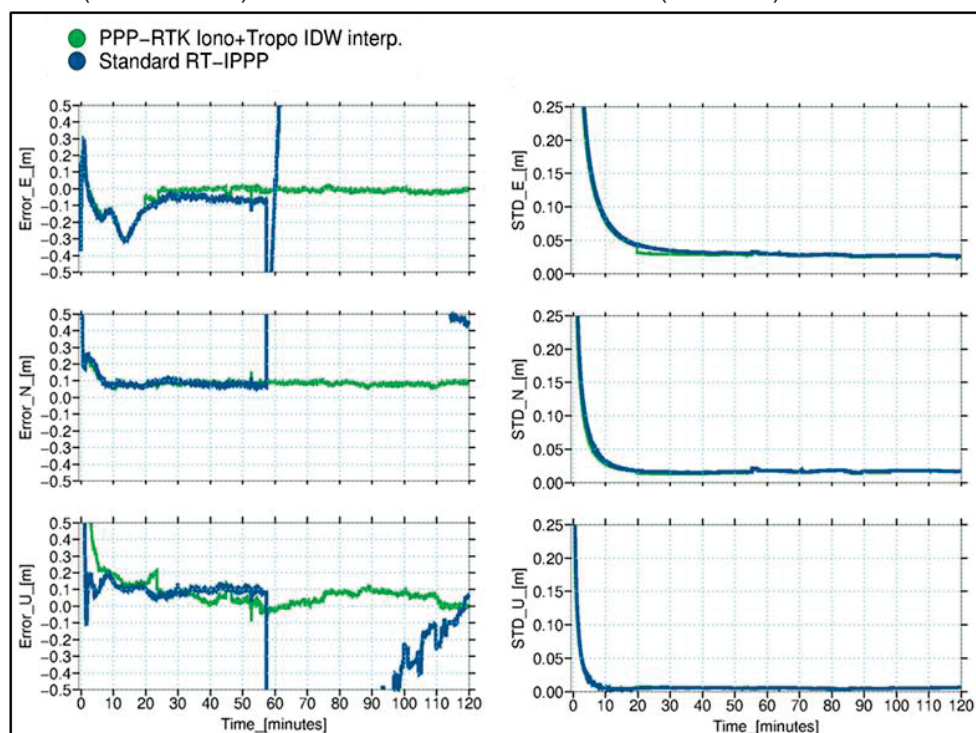
FONTE: O autor (2022).

FIGURA 33 – DISCREPÂNCIAS DE POSICIONAMENTO EM RELAÇÃO ÀS COORDENADAS DE REFERÊNCIA (ESQUERDA) E DESVIOS-PADRÃO FORMAIS (DIREITA) NO DIA 025/2020 ÀS 16H



FONTE: O autor (2022).

FIGURA 34 – DISCREPÂNCIAS DE POSICIONAMENTO EM RELAÇÃO ÀS COORDENADAS DE REFERÊNCIA (ESQUERDA) E DESVIOS-PADRÃO FORMAIS (DIREITA) NO DIA 025/2020 ÀS 18H



FONTE: O autor (2022).

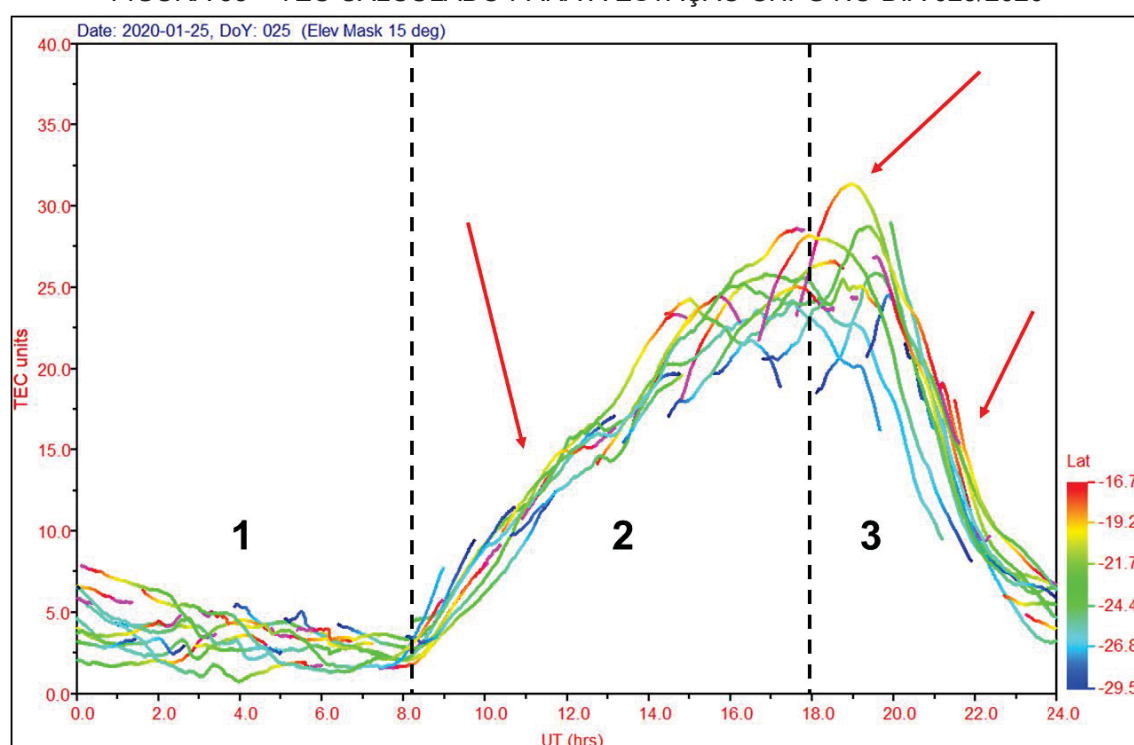
Conforme pôde ser observado nos gráficos da sessão das 14h, a solução PPP-RTK com correções SSR apresenta uma convergência melhorada, sobretudo para os desvios-padrão formais. No entanto, não há ganho expressivo na comparação das coordenadas estimadas com as coordenadas de referência, em especial para as direções este e vertical. Na sessão das 16h verifica-se uma estabilidade na convergência das discrepâncias das coordenadas planimétricas. Contudo, não foram observadas melhorias para a componente altimétrica.

Por outro lado, na sessão das 18h é possível notar que, por volta de 60 minutos, o uso das correções atmosféricas SSR garante que a solução PPP-RTK não apresente nova convergência no posicionamento. Nesse sentido, percebe-se uma melhoria expressiva no comportamento da convergência da solução inicial alcançada para esta sessão, inclusive para componente altimétrica. Tendo em vista o comportamento da solução sem uso de correções atmosféricas SSR, a degradação verificada após 60 minutos de rastreo acarretou uma nova estimativa dos parâmetros atmosféricos e, conseqüentemente, uma reconvergência dos valores.

É provável que a degradação das discrepâncias tenha relação com a atividade ionosférica registrada no dia 025/2020 ou até com a presença de perdas de

ciclo no sinal dos satélites. Por este motivo, buscou-se investigar a variação diária do TEC para este dia. Na FIGURA 35 visualiza-se o TEC calculado (eixo vertical), em TECU, para a estação CHPG, ao longo de 24 horas do dia (eixo horizontal). Para gerar o gráfico foi utilizado o *software* GPS-TEC¹², desenvolvido por Seemala (2020), pois é uma ferramenta útil para calcular os valores de TEC a partir de dados de observação no formato RINEX (*Receiver Independent Exchange Format*). A legenda de cores do gráfico representa a latitude do IPP na altura da camada ionosférica de 350 km (ver subseção 2.4.2), adotando uma máscara de elevação de 15° para os satélites visíveis.

FIGURA 35 – TEC CALCULADO PARA A ESTAÇÃO CHPG NO DIA 025/2020



FONTE: O autor (2022).

A FIGURA 35 retrata o comportamento geral das variações ionosféricas abordado na subseção 2.4.2.1. A imagem foi demarcada em três períodos para expressar a ocorrência dos principais eventos de variação do TEC. No primeiro momento, nota-se um declínio nos valores de TEC iniciado, provavelmente, nas últimas horas do dia anterior e que se manteve nas primeiras horas do dia 025/2020. Em segundo lugar, verifica-se uma ascensão dos valores a partir das 08h HL. Por fim,

¹² O *software* GPS-TEC está disponível em: <http://seemala.blogspot.com/>.

atinge-se um nível máximo por volta das 19h HL e, em seguida, registra-se uma queda após o pico, persistindo até as últimas horas do dia. Desta forma, nota-se que o aumento dos valores de TEC coincide com o período do processamento, entre 14h HL e 20h HL. Este fato pode ter contribuído para uma maior instabilidade na resolução de ambiguidades da solução sem correções atmosféricas SSR, principalmente na sessão das 18h, onde a degradação ocorrida por volta de 19h HL coincidiu com o pico nos valores de TEC, supostamente causada pela cintilação ionosférica.

Mesmo assim, apesar das irregularidades ionosféricas registradas, a utilização de parâmetros atmosféricos indicou melhorias em relação à solução em que não foram empregadas correções externas. Contudo, vale ressaltar a necessidade de ampliar a amostra de dados do processamento para melhorar a variabilidade estatística, preferencialmente buscando momentos críticos no que diz respeito à atividade ionosférica como forma de corroborar se a metodologia empregada de fato garante resultados ideais.

5.2.2 Análise da solução de ambiguidades

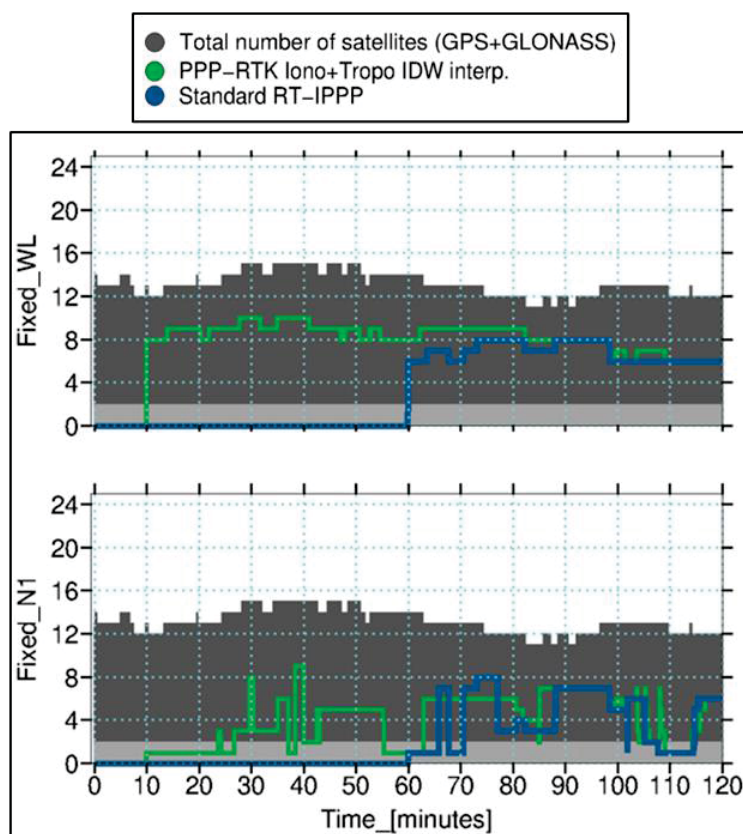
Também foram consideradas a quantidade de ambiguidades fixadas para cada satélite nas três sessões de processamento deste experimento. Vale enfatizar que, na implementação do PPP-RTK em uso nessa pesquisa, são empregadas combinações lineares entre frequências das observáveis básicas GNSS ($L1 + L2$) para obter as medidas provenientes das combinações lineares *wide-lane* e *narrow-lane*. Conforme detalhado na subseção 2.3.3.3, a combinação *wide-lane* favorece a resolução de ambiguidades, porém apresenta mais ruído devido ao seu comprimento de onda maior. Já a observável *narrow-lane* possui comprimento de onda mais curto do que as frequências básicas $L1$ e $L2$, o que teoricamente pode contribuir para um resultado de melhor qualidade no posicionamento.

Cabe ressaltar que em todos os processamentos são fixadas somente as ambiguidades para os satélites GPS. As observáveis dos satélites GLONASS também são empregadas na solução, contudo são utilizadas com ambiguidade *float*, uma vez que não há produtos de tendência instrumental de fase disponíveis para os satélites desta constelação, no contexto desse experimento. Destaca-se, ainda, que nas configurações da estratégia de processamento do PPP-RTK sem correções atmosféricas (*Standard RT-IPPP*) realiza-se tentativas de solução da fixação de ambi-

guidades somente após uma hora de inicialização, ou seja, quando os parâmetros atmosféricos estimados no PPP já estão suficientemente acurados. Em contrapartida, na solução com correções atmosféricas externas (*PPP-RTK Iono+Tropo IDW Interp.*) é possível realizar tentativas de fixação das ambiguidades antecipadamente, nesse caso após 10 minutos de inicialização.

A FIGURA 36 apresenta o número de ambiguidades fixadas para cada satélite observado (eixo vertical) na combinação *wide-lane* (gráfico superior) e *narrow-lane* (gráfico inferior) ao longo do tempo decorrido, em minutos (eixo horizontal), para a sessão das 14h.

FIGURA 36 – AMBIGUIDADES FIXADAS PARA CADA SATÉLITE NA SESSÃO DAS 14H NO DIA 025/2020

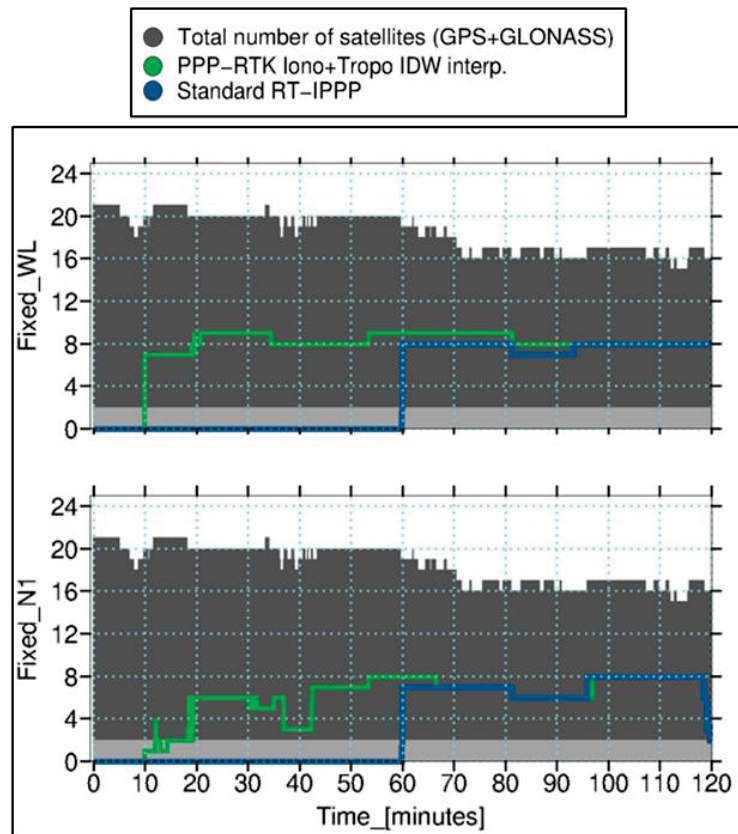


FONTE: O autor (2022).

Na FIGURA 36 é possível verificar que, como esperado, o número de ambiguidades fixadas para a combinação *wide-lane* tende a ser superior ao valor correspondente para a combinação *narrow-lane*. Do mesmo modo observa-se certa conformidade na qualidade da solução posicional com a quantidade e estabilidade de ambiguidades *narrow-lane* fixadas.

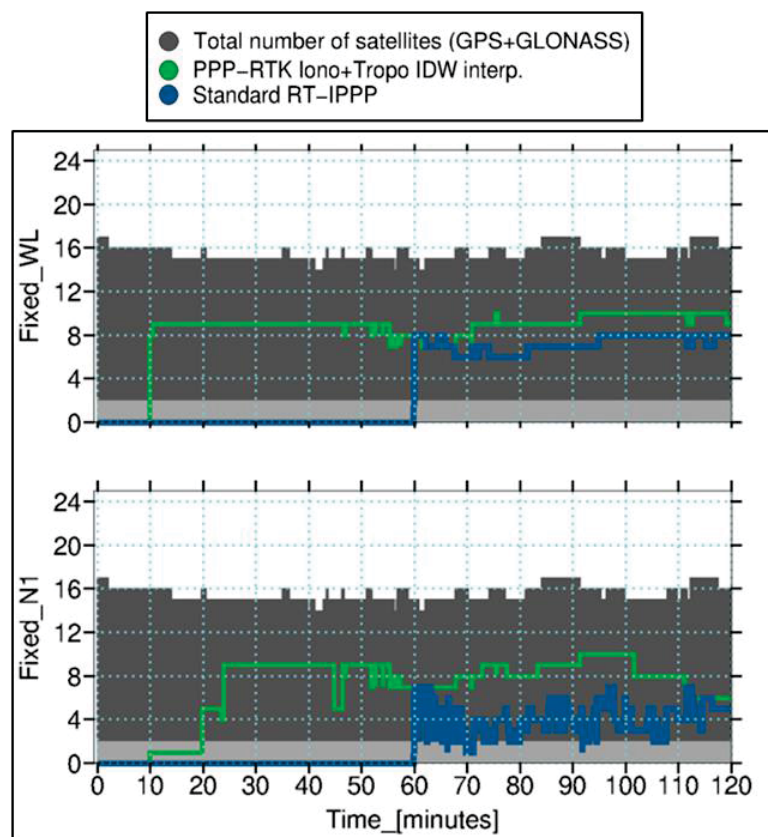
A FIGURA 37 e a FIGURA 38 representam os gráficos das ambiguidades fixadas para cada satélite (eixo vertical) ao longo do tempo, em minutos (eixo horizontal), nas sessões das 16h e 18h, respectivamente.

FIGURA 37 – AMBIGUIDADES FIXADAS PARA CADA SATÉLITE NA SESSÃO DAS 16H, NO DIA 025/2020



FONTE: O autor (2022).

FIGURA 38 – AMBIGUIDADES FIXADAS PARA CADA SATÉLITE NA SESSÃO DAS 18H, NO DIA 025/2020



FONTE: O autor (2022).

Nos resultados mostrados pela FIGURA 37 e FIGURA 38 consideram-se as mesmas observações realizadas para a solução das 14h, contudo na sessão das 18h tem-se uma inconsistência considerável na solução das ambiguidades *narrow-lane* para a estratégia em que não se utiliza de correções atmosféricas externas. Embora a observável *narrow-lane* apresente, teoricamente, maior nível de precisão, as características desta combinação linear dificultam a resolução de ambiguidades e, por isso, verifica-se uma instabilidade na convergência das discrepâncias, conforme pôde ser observado na FIGURA 34. Em contrapartida, a solução que se beneficia dos parâmetros atmosféricos permanece mais estável, indicando coerência com os resultados de convergência posicional ilustrados na FIGURA 34.

6 SIMULAÇÃO OPERACIONAL DO GBAS

O experimento apresentado no capítulo 6 teve como objetivo simular o funcionamento de uma estação GBAS para avaliar sua acurácia e integridade, bem como entender as principais características deste sistema utilizando o *software* PEGASUS. Ao contrário do experimento anterior, que buscou avaliar o uso de um método baseado em correções diferenciais SSR, a simulação do GBAS teve como objetivo investigar o posicionamento através do método DGNSS, o qual é representado pelas correções diferenciais OSR. Assim, na seção 6.1 é estruturada a metodologia do experimento, incluindo a descrição do programa computacional empregado, a delimitação da área de estudo e a estratégia utilizada no processamento. A seção 6.2 apresenta os principais resultados obtidos.

6.1 METODOLOGIA DA SIMULAÇÃO OPERACIONAL DO GBAS

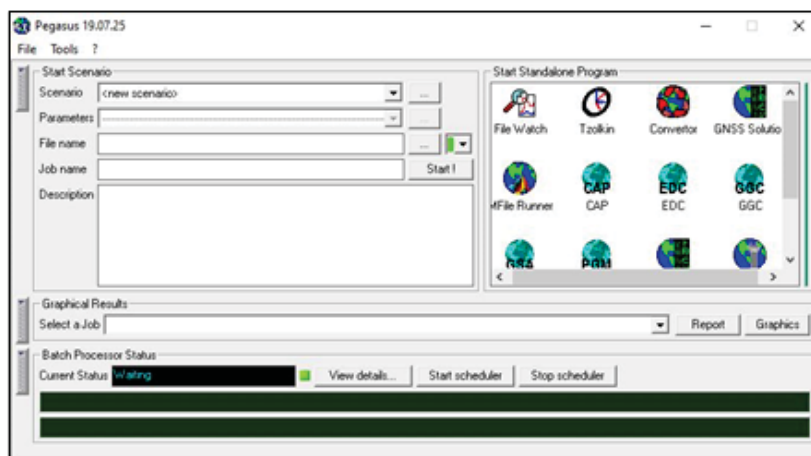
6.1.1 Software PEGASUS

Os subsistemas de solo e da aeronave foram simulados através do programa computacional PEGASUS (versão 19.07.25). O PEGASUS é um conjunto de ferramentas, desenvolvido pela empresa EUROCONTROL, que permite o processamento de dados coletados em voo e em solo com base nos sistemas de aumento SBAS e GBAS, assim como nos modos de posicionamento absoluto utilizando as constelações GPS e Galileo. Os algoritmos de navegação implementados no *software* são padronizados conforme os requisitos definidos nos documentos SARPs da ICAO e nas normas MOPS da RTCA. Atualmente o PEGASUS contribui para a validação do sistema EGNOS destinado à navegação aérea, bem como dá suporte à certificação em andamento das categorias de aproximação GAST-D e GAST-F (EUROCONTROL, 2019b).

O PEGASUS (FIGURA 39) é composto por um conjunto de módulos, no qual é possível definir uma sequência de tarefas a serem processadas. Desta forma, o programa permite realizar as principais atividades de um sistema GBAS, tais como: conversão de dados GNSS das estações de referência para os tipos de mensagem GBAS, cálculo da posição da aeronave e dos níveis de proteção, manipulação e si-

mulação de dados transmitidos pelo VDB, bem como geração de gráficos e relatórios das ações executadas (SILVA, 2020, p. 63).

FIGURA 39 – INTERFACE PRINCIPAL DO PEGASUS



FONTE: O autor (2022).

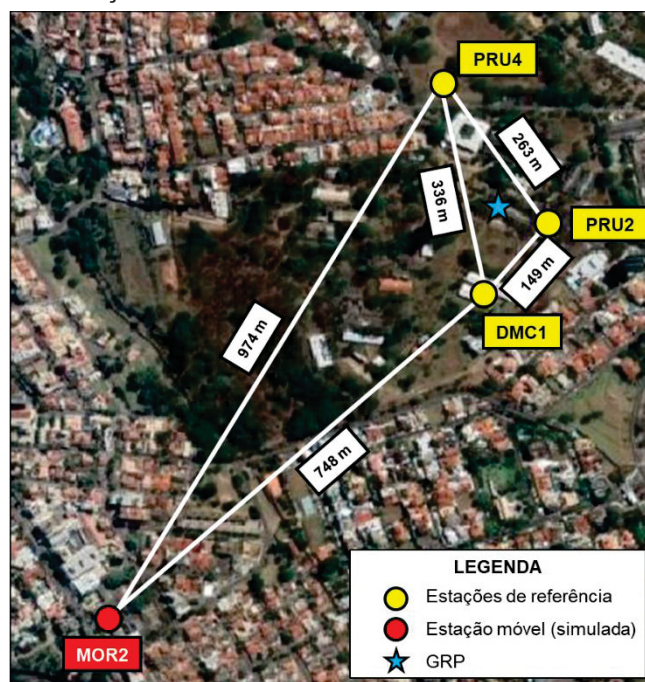
6.1.2 Área de estudo e conjunto de dados

O estudo da simulação do GBAS foi realizado em modo pós-processado a partir de um conjunto de dados de quatro receptores GNSS pertencentes à rede INCT GNSS-NavAer, sendo três adotados como referência e um quarto adotado como estação móvel simulando a aeronave.

Os receptores de referência foram empregados para processar as mensagens GBAS e gerar as correções diferenciais. Já o receptor móvel foi utilizado na estimativa da solução de navegação, dos erros de posição e dos níveis de proteção. Os dados de observação das estações foram cedidos pelo projeto Instituto INCT GNSS-NavAer no âmbito da disciplina *Tópico Especial: GBAS State of the Art and Data Processing using PEGASUS*, cursada no primeiro semestre de 2021 durante o Mestrado do autor.

Os receptores de referência (círculo amarelo) e o receptor móvel simulando a aeronave (círculo vermelho) estão localizados no município de Presidente Prudente (SP), conforme ilustra a FIGURA 40. Os equipamentos são da fabricante Septentrio modelo PolaRxS PRO, configurados a coletar dados com taxa de gravação de 0,5 segundo nas frequências L1, L2 e L5 das constelações GPS e Galileo.

FIGURA 40 – LOCALIZAÇÃO DOS RECEPTORES EM PRESIDENTE PRUDENTE (SP)



FONTE: O autor (2022).

Vale ressaltar que, para a geração das mensagens, é importante fornecer a posição de um ponto de referência da estação GBAS (*GBAS Reference Point* – GRP), indicado pela estrela azul na FIGURA 40. De acordo com a ICAO (2013, p. 17) este ponto representa o local onde as correções diferenciais são enviadas ao usuário móvel, podendo ser encarado como o equipamento VDB, por exemplo. No caso deste experimento, como não há um VDB, o GRP considerado foi o baricentro do triângulo formado pelos receptores de referência (PRU2, PRU4 e DMC1). A distância inclinada entre o receptor que simula o usuário móvel (MOR2) e a estação GBAS (X_{air}) foi calculada a partir das coordenadas tridimensionais do GRP e da estação MOR2, resultando em 864 m. Nota-se que esta distância não é longa o suficiente para ter correlação entre os erros sistemáticos das estações de referência e do receptor móvel que simula a aeronave.

Na TABELA 16 são indicadas as respectivas coordenadas geodésicas tridimensionais (referenciadas no sistema WGS84) de cada receptor e do GRP calculado.

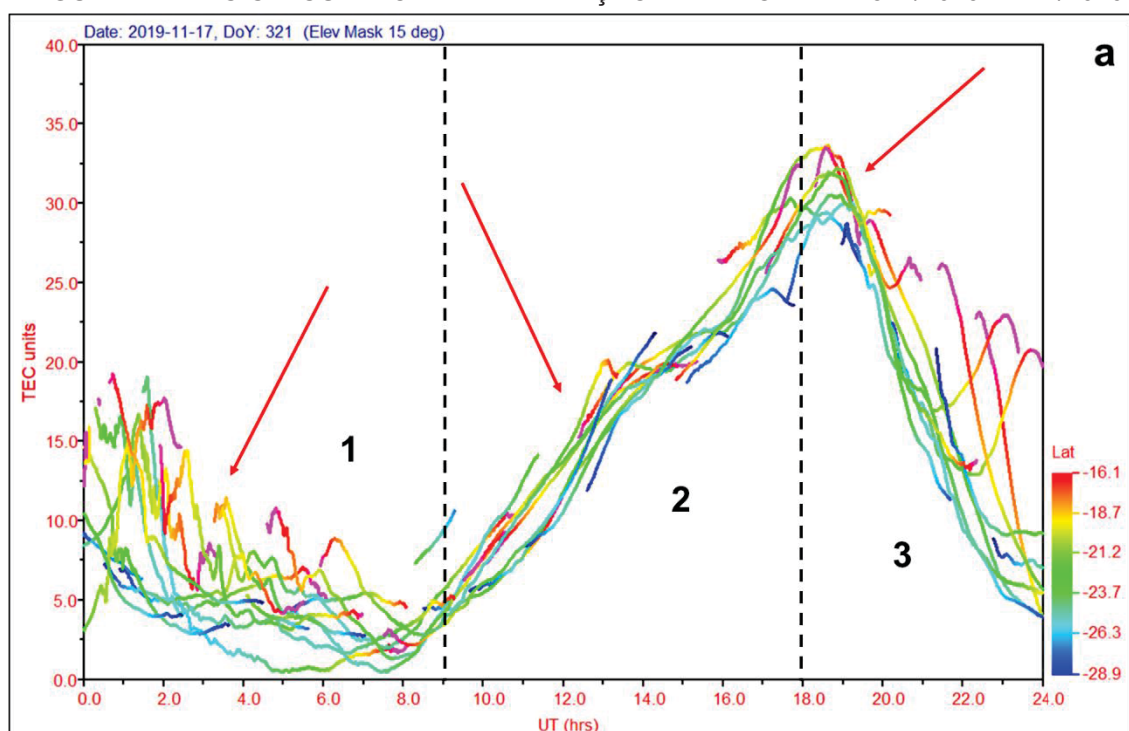
TABELA 16 – COORDENADAS DOS RECEPTORES EM PRESIDENTE PRUDENTE (SP)

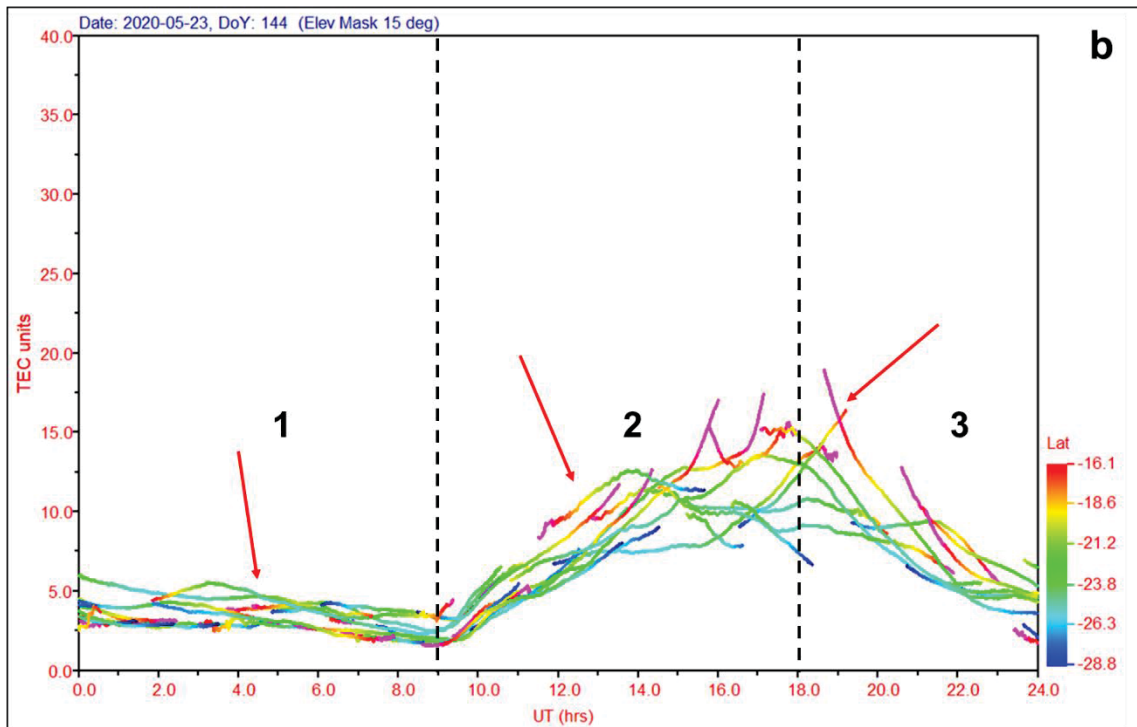
Receptor	Latitude	Longitude	Altitude
PRU2	22° 7' 19,35937" S	51° 24' 25,46543" W	440,84148 m
PRU4	22° 7' 12,31330" S	51° 24' 30,67611" W	432,26865 m
DMC1	22° 7' 23,09803" S	51° 24' 28,75152" W	443,46871 m
MOR2	22° 7' 39,62420" S	51° 24' 47,88536" W	454,55800 m
GRP	22° 7' 18,25690" S	51° 24' 28,29769" W	438,85961 m

FONTE: O autor (2022).

O conjunto de dados GNSS de observação das estações compreende 24 horas dos dias 321/2019 (17 de novembro de 2019) e 144/2020 (23 de maio de 2020). O critério de escolha das datas foi baseado na análise das irregularidades ionosféricas observadas para a região da área de estudo. Para gerar os gráficos de TEC no *software* GPS-TEC, foi selecionada a estação PPTE, localizada também em Presidente Prudente, a qual pertence à Rede Brasileira de Monitoramento Contínuo dos Sistemas GNSS (RBMC). Na FIGURA 41 está ilustrado o TEC calculado para a estação PPTE nos dias 321/2019 (gráfico a) e 144/2020 (gráfico b).

FIGURA 41 - TEC CALCULADO PARA A ESTAÇÃO PPTE NOS DIAS 321/2019 E 144/2020





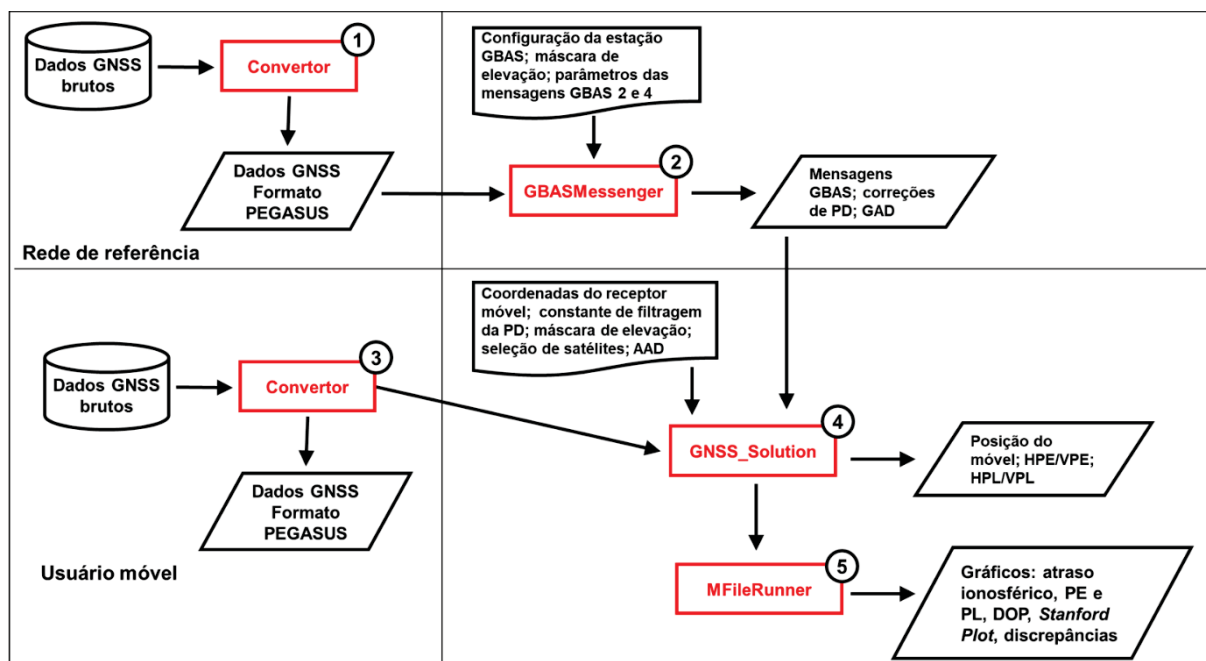
FONTE: O autor (2022).

Pode-se observar, na FIGURA 41, que as irregularidades ionosféricas tiveram variações mais acentuadas no dia 321/2019, ao contrário do dia 144/2020, quando o comportamento do TEC apresentou menor intensidade. Isso fica claro, por exemplo, nas primeiras horas do dia 321/2019, pois há uma variação mais acentuada em comparação com o mesmo período do dia 144/2020. Da mesma forma, por volta de 19h HL houve um pico acima de 30 TECU para o dia 321/2019, ao passo que em 144/2020 não ultrapassou 20 TECU.

6.1.3 Estratégia de processamento da simulação operacional do GBAS

Os principais módulos do PEGASUS empregados na execução deste trabalho foram o *Convertor*, o *GBASMessenger*, o *GNSS_Solution* e o *MFileRunner*. A sequência de quatro etapas do processamento nos módulos do PEGASUS está indicada no fluxograma da FIGURA 42.

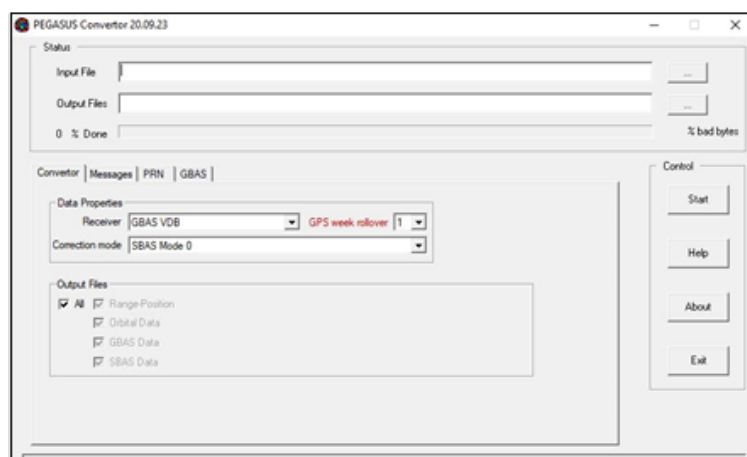
FIGURA 42 – FLUXOGRAMA DAS ETAPAS DE PROCESSAMENTO NO SOFTWARE PEGASUS



FONTE: O autor (2022).

A primeira etapa se inicia no módulo *Convertor* (FIGURA 43), que é responsável por receber como entrada os arquivos brutos dos receptores das três estações GNSS de referência (DMC1, PRU2 e PRU4), gravados no formato do fabricante, e converter para um formato padrão do PEGASUS. Como resultado são gerados dados de observação no formato do PEGASUS, assim como arquivos de efemérides e de almanaques dos satélites.

FIGURA 43 – MÓDULO CONVERTOR



FONTE: O autor (2022).

Na segunda etapa, no módulo *GBASMessenger* foram realizados todos os cálculos relacionados à estação GBAS em solo com a finalidade de simular a gera-

ção do conteúdo e transmissão das mensagens GBAS. Os dados de entrada do *GBASMessenger* incluem os arquivos resultantes do módulo *Convertor*, ou seja, os dados de observação e de navegação das três estações de referência.

Como forma de avaliar a categoria de aproximação de precisão GAST-C, foi configurada a seguinte estratégia de processamento no módulo *GBASMessenger*, cuja característica está detalhada na TABELA 17.

TABELA 17 – ESTRATÉGIA DE PROCESSAMENTO DO GBAS NO SOFTWARE PEGASUS

Categoria	CAT-I (GAST-C)
Constelação/frequência	GPS L1

FONTE: O autor (2022).

Além disso, parte da configuração inicial do módulo *GBASMessenger* é realizada através da edição de arquivos de texto contendo parâmetros relacionados, por exemplo, às coordenadas geodésicas tridimensionais das estações de referência, presentes na TABELA 16. Na TABELA 18 são apresentados outros parâmetros adotados na configuração de processamento do *GBASMessenger*, incluindo valores fundamentais que compõem as mensagens GBAS do tipo 2 e 4.

TABELA 18 – PARÂMETROS ADOTADOS NO MÓDULO *GBASMESSENGER*

Parâmetro	Valor
Máscara de elevação	10°
Declinação magnética	19,42° W (321/2019) 19,49° W (144/2020)
σ_{vig}	12 mm/km
Índice de refatividade troposférica	763 (adimensional)
Altura da camada troposférica	12900 m
Incerteza da refatividade	15 (adimensional)
Distância inclinada	864 m
GPA	3°
K_{ffmd}	CAT-I (GAST-C): 5,81 m
HAL	CAT-I (GAST-C): 40 m
VAL	CAT-I (GAST-C): 10 m

FONTE: ICAO (2018, p. 3-72).

Os parâmetros da máscara de elevação, altura da camada troposférica (h_0) e incerteza da refatividade (σ_{N_R}) foram fundamentados em valores empregados por Pereira, Monico e Camargo (2021) nos testes efetuados na estação GBAS do Aero-

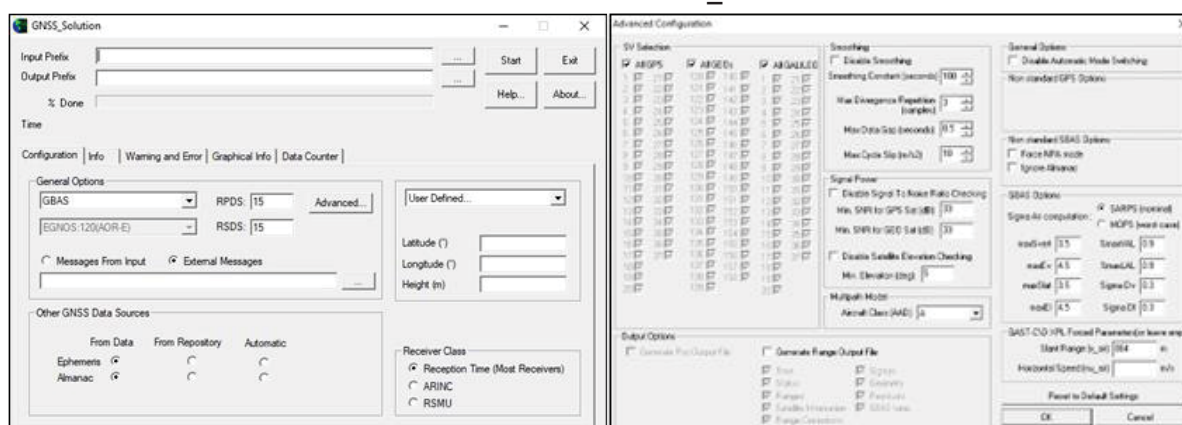
porto do Galeão. O desvio-padrão do gradiente vertical ionosférico (σ_{vig}) e o índice de refratividade troposférica (N_R) foram baseados em valores utilizados Silva (2020) nos experimentos realizados no *software* PEGASUS. A declinação magnética foi obtida por meio da calculadora de campo magnético da *National Oceanic Atmospheric Administration* (NOAA)¹³. Os limites de alerta (HAL e VAL) adotados para cada categoria de aproximação foram definidos conforme ICAO (2018), indicados na TABELA 5. Já os valores de K_{ffmd} foram mencionadas na TABELA 9.

Tem-se como arquivos de saída do processamento no módulo *GBASMessenger* o conteúdo das mensagens GBAS, as correções de pseudodistância e informações a respeito da estação GBAS em solo. Vale ressaltar que o *GBASMessenger* ainda não está implementado na versão atual do PEGASUS (versão 19.07.25), sendo utilizado um protótipo deste módulo. Por este motivo, o *GBASMessenger* não possui interface, sendo necessário definir manualmente a configuração inicial para executar as funções do módulo por meio do *prompt* de comando do sistema operacional.

Por fim, o cálculo das estimativas de posição simulada da aeronave, bem como dos erros de posição e dos níveis de proteção, foi efetuado no módulo *GNSS_Solution* (FIGURA 44). Os dados GNSS do receptor do usuário móvel (MOR2), convertidos na terceira etapa para o formato do PEGASUS no módulo *Convertor*, juntamente com as mensagens GBAS geradas no módulo *GBASMessenger*, são utilizados como entrada para o processamento no *GNSS_Solution*.

¹³ A calculadora de campo magnético está disponível *online* em:
<https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/calculators/magcalc.shtml#declination>.

FIGURA 44 – MÓDULO GNSS_SOLUTION



FONTE: O autor (2022).

Outras configurações do módulo *GNSS_Solution* incluem as coordenadas geodésicas tridimensionais do receptor móvel (ver TABELA 16), a seleção de satélites, a origem dos dados de efemérides e de almanaque e a máscara de elevação de 10° , o mesmo valor inserido para as estações de referência. Quanto à constante de tempo do filtro de suavização da pseudodistância, foi adotado o valor de 100 segundos para o cenário do GAST-C, conforme preconizado em ICAO (2018, p. APP B-109). Já para o indicador de acurácia do subsistema da aeronave (AAD), empregado para determinar o erro da pseudodistância calculada pela aeronave (σ_{air}), foi selecionado como nível A. Conforme detalhado na seção 4.5, a outra opção do AAD é o nível B, que representa um padrão de precisão baseado em receptores com tecnologia de última geração, geralmente equipamentos que são instalados em aeronaves comerciais capazes de realizar pousos pelo GLS.

Como resultados do módulo *GNSS_Solution*, tem-se um arquivo com a posição da estação do usuário calculada época a época, os níveis de proteção (HPL e VPL), os erros de posição (HPE e VPE), entre outros valores. Para visualizar os resultados da simulação, apresentados na seção a seguir, foram gerados gráficos e relatórios através do módulo *MFileRunner*.

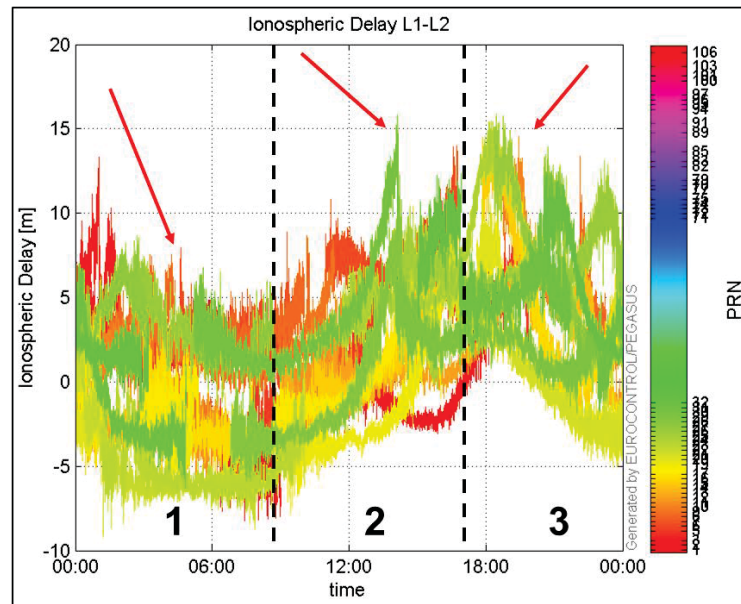
6.2 RESULTADOS DA SIMULAÇÃO OPERACIONAL DO GBAS

6.2.1 Análise do atraso ionosférico

O atraso ionosférico é estimado no PEGASUS através dos dados de observação de dupla frequência (L1, L2 ou L5), com base nas fórmulas que compreendem

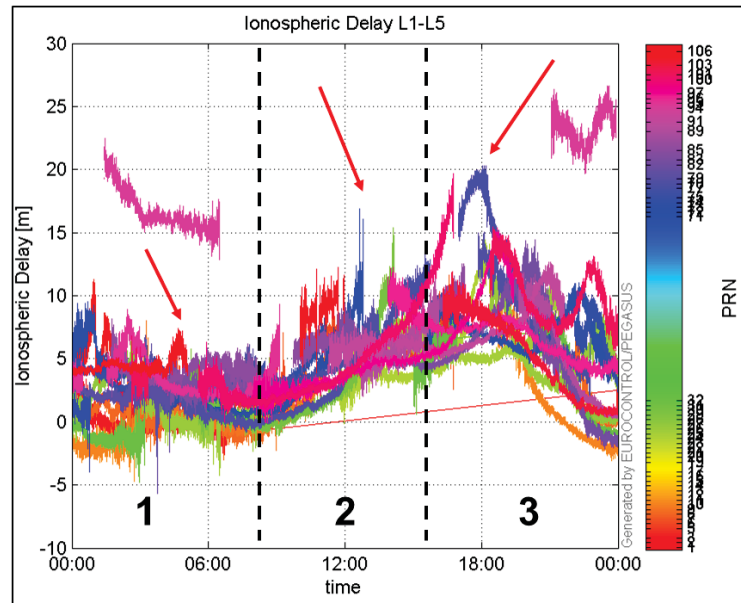
os valores de STEC apresentadas na subseção 2.4.2 (EUROCONTROL, 2019a, p. 140–145). A FIGURA 45 ilustra o atraso ionosférico referente a cada satélite observado para o dia 321/2019, obtido a partir da combinação das frequências L1 e L2. A FIGURA 46 indica o atraso ionosférico definido para a combinação das frequências L1 e L5 e a FIGURA 47 o atraso ionosférico para a combinação das frequências L5 e L1. Nas imagens o eixo horizontal representa o tempo no horário local e no eixo vertical o atraso ionosférico, em metros. Os satélites observados estão diferenciados pelo esquema de cores localizado à direita dos gráficos, identificados pelos respectivos PRN.

FIGURA 45 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 321/2019 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L1-L2



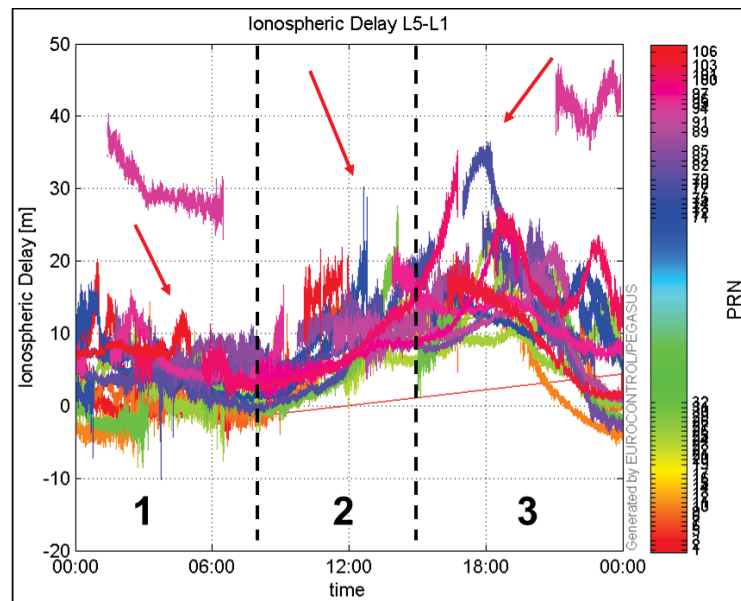
FONTE: O autor (2022).

FIGURA 46 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 321/2019 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L1-L5



FONTE: O autor (2022).

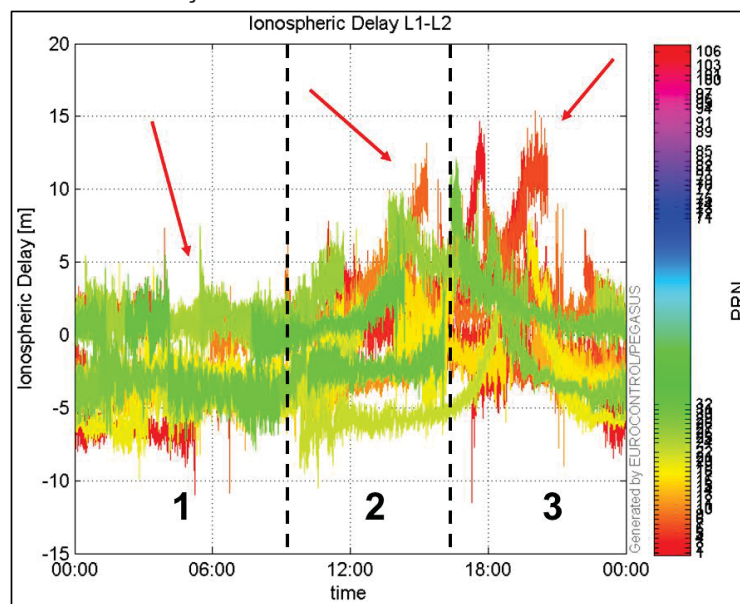
FIGURA 47 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 321/2019 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L5-L1



FONTE: O autor (2022).

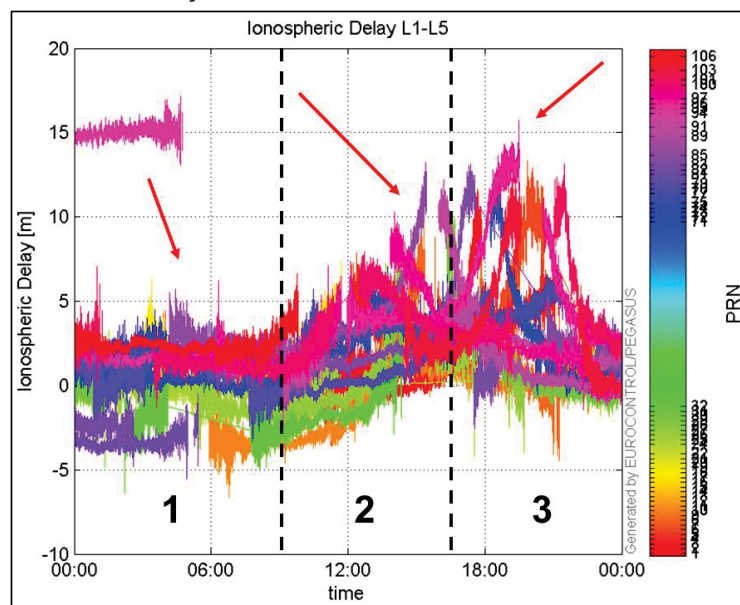
A FIGURA 48 apresenta o atraso ionosférico (eixo vertical, em metros) para cada satélite observado ao longo do dia 144/2020 (eixo horizontal, no horário local), estimado por meio da combinação das frequências L1 e L2. A FIGURA 49 e FIGURA 50 ilustram o atraso ionosférico obtido a partir da combinação das frequências L1-L5 e L5-L1, respectivamente.

FIGURA 48 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 144/2020 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L1-L2



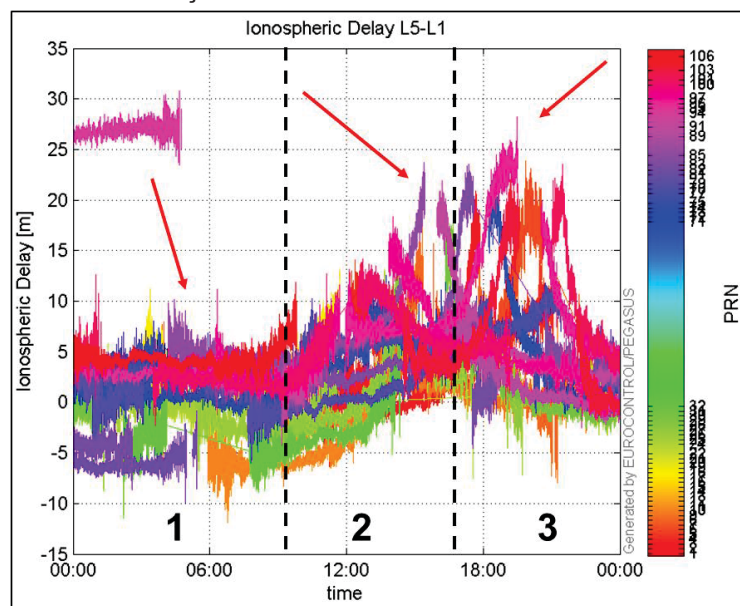
FONTE: O autor (2022).

FIGURA 49 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 144/2020 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L1-L5



FONTE: O autor (2022).

FIGURA 50 – ATRASO IONOSFÉRICO PARA O DIA 144/2020 OBTIDO A PARTIR DA COMBINAÇÃO DAS FREQUÊNCIAS L5-L1



FONTE: O autor (2022).

Pelos gráficos, é possível verificar a variação temporal diária do atraso ionosférico para as duas datas selecionadas, sendo demarcados os três principais eventos pelas setas vermelhas. Constata-se, de forma geral, uma baixa variação nas primeiras horas do dia. Em um segundo momento, há um ascensão no atraso ionosférico a partir de 09h HL, atingindo o primeiro pico no meio da tarde. Por fim, um segundo patamar máximo no período noturno ocorre após às 18h HL. Em relação às variações mais acentuadas no dia 321/2019, entre os meses de outubro a março, os efeitos de cintilação são mais intensos devido à Anomalia de Ionização Equatorial, conforme detalhado na subseção 2.4.2.1.

É importante considerar a ocorrência de valores negativos registrados para o erro relativo à ionosfera, como pode ser visto nas imagens. Como a tendência instrumental do receptor não foi modelada, os valores de STEC provavelmente absorveram este parâmetro e, por este motivo, contribuíram na geração do atraso ionosférico negativo. Ao contrário do experimento envolvendo o PPP-RTK e correções SSR, apresentado no capítulo 5, não foi possível corrigir os erros que incidem no posicionamento DGNSS/GBAS de forma isolada, em especial aqueles de caráter atmosférico.

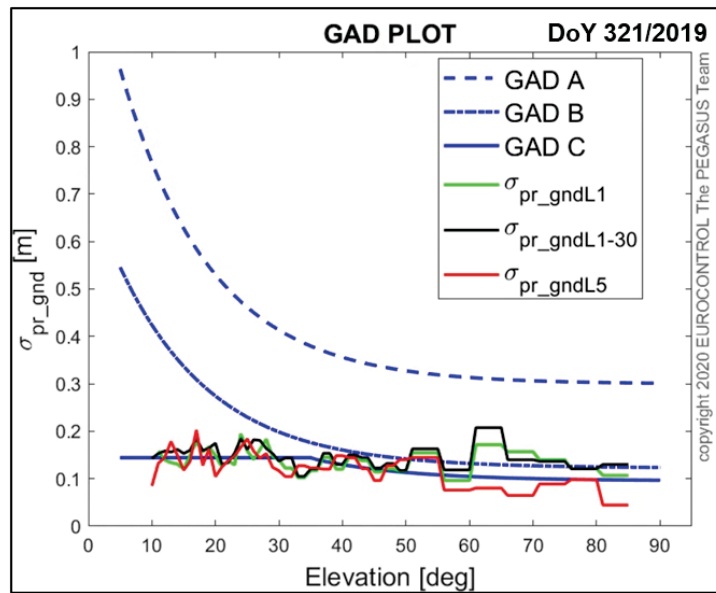
Além disso, conforme expressado nas fórmulas (41) e (42), o STEC é calculado através da combinação linear livre de geometria entre duas observáveis. Por

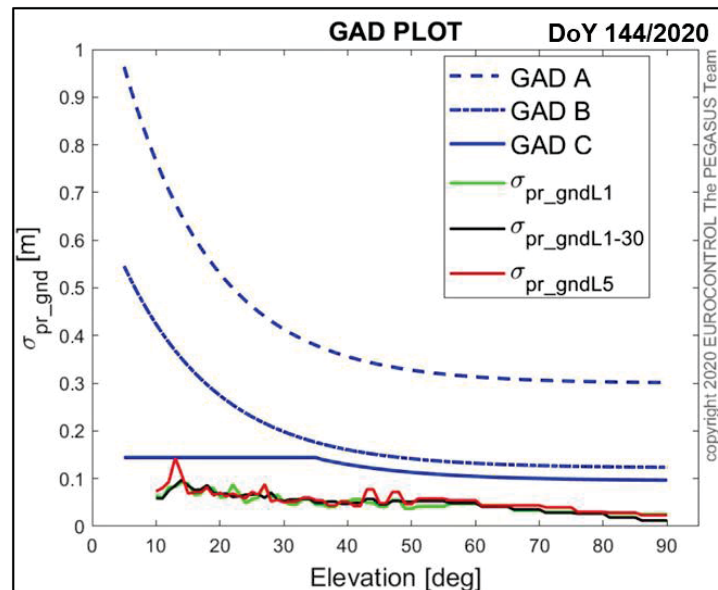
este motivo, nota-se uma diferença no valor do atraso ionosférico resultante das combinações L1-L5 (FIGURA 46 e FIGURA 49) e L5-L1 (FIGURA 47 e FIGURA 50).

6.2.2 Determinação da categoria do GAD

Através do módulo *GBASMessenger* foi obtida a categoria do GAD para o subsistema de solo desta simulação operacional do GBAS, considerando os dados referentes aos dois dias de coleta (321/2019 e 144/2020). O GAD é um valor indicado para determinar a precisão do subsistema de solo, designando a qualidade da tecnologia empregada nos receptores que compõem a estação GBAS. A FIGURA 51 traz as curvas das categorias do GAD para os dias 321/2019 e 144/2020, respectivamente. No eixo vertical estão representados, para as frequências L1 e L5, os valores do erro relativo às pseudodistâncias medidas pelas estações de solo (σ_{PR_gnd}), em metros, em função do ângulo de elevação dos satélites (eixo horizontal).

FIGURA 51 – ESTIMATIVA DO GAD PARA OS DIAS 321/2019 E 144/2020





FONTE: O autor (2022).

Percebe-se pela imagem, em especial à do dia 144/2020, que os valores estimados de σ_{PR_gnd} se ajustam melhor à curva da categoria GAD-C (2), o que significa que os receptores GNSS da estação GBAS simulada dispõem de tecnologia significativa para mitigar efeitos de multicaminho.

Contudo, pôde-se verificar picos nos valores de σ_{PR_gnd} para a frequência L1 para o dia 321/2019, que ocorreram entre 50° e 70° de elevação. Conforme detalhado na seção 4.5, o cálculo do GAD depende da coleta de dados dos sinais GNSS observados pelas estações de referência. Nesse sentido, o rastreamento dos sinais GNSS deste dia foram afetados por irregularidades ionosféricas que, devido às características do método DGNSS/GBAS, não são passíveis de modelagem de forma separada.

Seria necessário, então, uma análise com dados compreendendo outros períodos de rastreamento, preferencialmente com maior duração e em distintas épocas do ano, para corroborar se este fenômeno caracteriza uma eventualidade pontual ou uma repetição temporal.

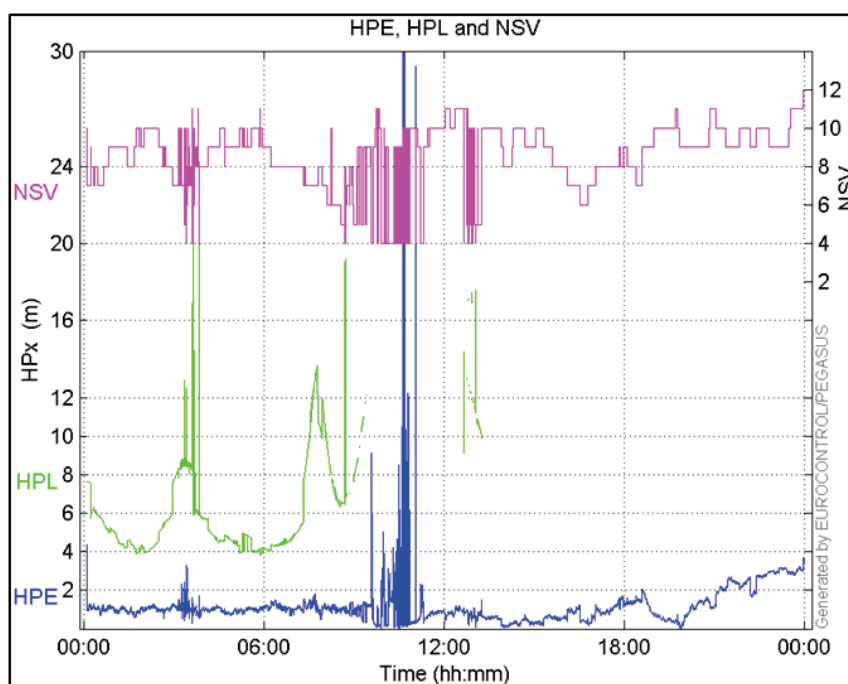
6.2.3 Análise dos erros de posição e níveis de proteção

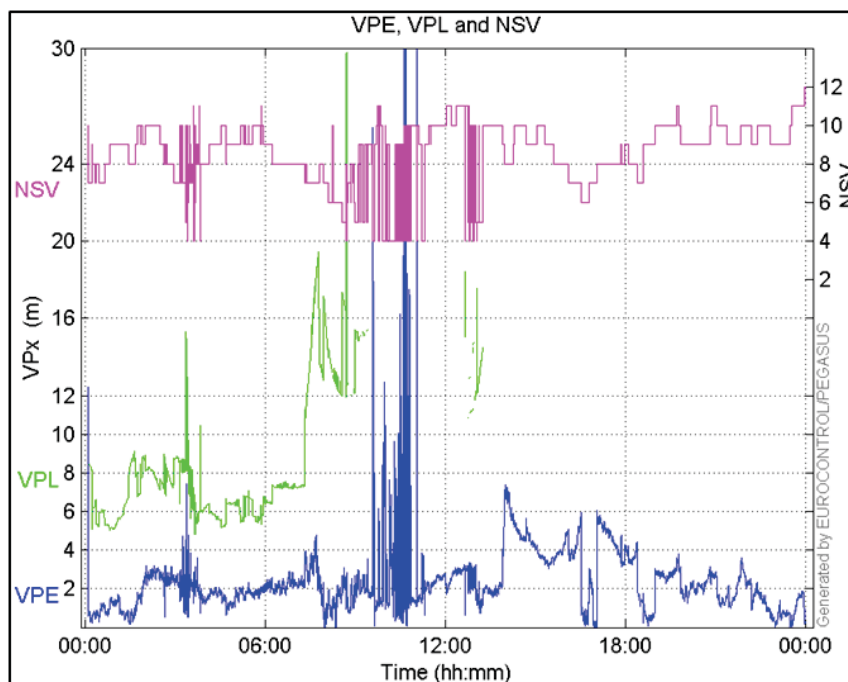
A estimativa dos erros de posição do receptor móvel simulando a aeronave é decorrente da discrepância entre a posição estimada e a posição de referência for-

necida como entrada no *GNSS_Solution*. Os níveis de proteção são determinados pelo PEGASUS, seguindo as fórmulas apresentadas na seção 4.5.

Assim, os gráficos da FIGURA 52 ilustram as séries temporais referentes ao dia 321/2019 dos erros de posição (HPE e VPE) e níveis de proteção (HPL e VPL) na componente horizontal (imagem superior) e vertical (imagem inferior), para a categoria de aproximação GAST-C. No eixo vertical, os erros de posição são representados na cor azul e os níveis de proteção em verde, estimados época a época, com a respectiva escala, em metros, localizada no lado esquerdo do gráfico. Além disso, foi gerado o número de satélites disponíveis (NSV - *number of satellite vehicles*), indicado em rosa, com a escala situada no canto superior direito do gráfico.

FIGURA 52 – PERFORMANCE DOS ERROS DE POSIÇÃO E NÍVEIS DE PROTEÇÃO PARA O DIA 321/2019 NA CATEGORIA GAST-C



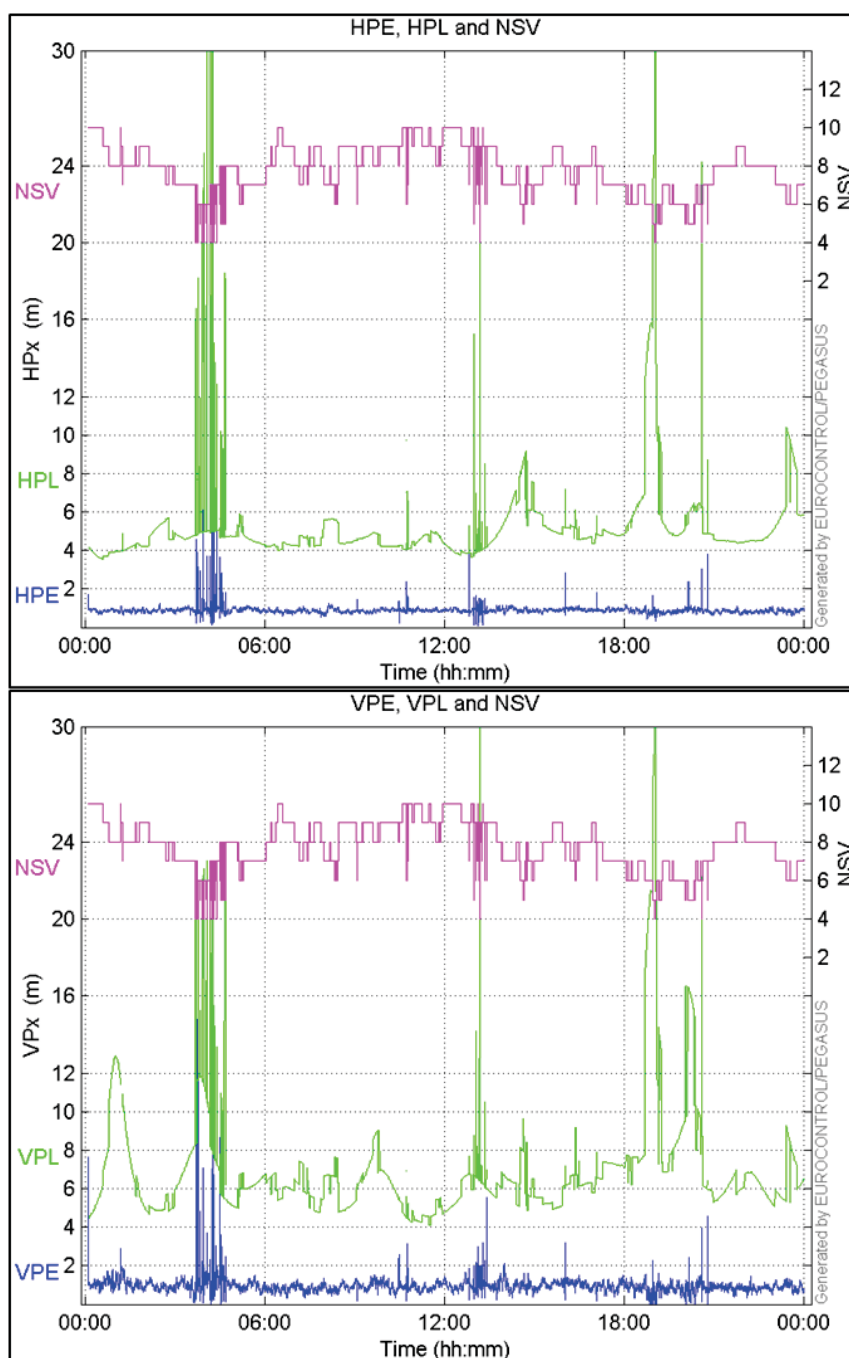


FONTE: O autor (2022).

Vale ressaltar que, devido à instabilidade causada pela intensidade do efeito da ionosfera registrado no dia 321/2019, houve uma interrupção na determinação dos níveis de proteção por volta de 12h HL, conforme visto nas imagens. Outro aspecto considerável observado foi a existência de picos e descontinuidades dos erros de posição e níveis de proteção. Este evento está correlacionado com a mudança na geometria dos satélites e, consequentemente, com o valor de PDOP (ver seção 3.1) obtido durante o período analisado. Este fato é evidenciado pelo aumento concomitante dos valores de PE e PL à medida que o número de satélites diminui.

Nos gráficos da FIGURA 53 são apresentadas as séries temporais do dia 144/2020 dos erros de posição (HPE e VPE) e níveis de proteção (HPL e VPL) para a categoria de aproximação GAST-C, respectivamente.

FIGURA 53 – PERFORMANCE DOS ERROS DE POSIÇÃO E NÍVEIS DE PROTEÇÃO PARA O DIA 144/2020 NA CATEGORIA GAST-C



FONTE: O autor (2022).

Ao contrário do dia 321/2019, para o dia 144/2020, foi possível determinar os níveis de proteção de forma ininterrupta durante o período de 24 horas. Também foi possível corroborar a correlação da geometria dos satélites com os valores de PE e PL, de forma similar aos resultados obtidos para o dia 321/2020.

A performance do sistema GBAS foi avaliada em função da acurácia, tendo como amostra os erros de posição e os níveis de proteção (integridade) calculados

época a época. A estimativa de acurácia foi baseada no cálculo de erro médio quadrático (EMQ) apresentado em Monico et al. (2009). A performance destes parâmetros para os dias 321/2019 e 144/2020 está apresentada na TABELA 19 e TABELA 20, respectivamente.

TABELA 19 – PERFORMANCE DOS ERROS DE POSIÇÃO E DOS NÍVEIS DE PROTEÇÃO PARA O DIA 321/2019

	Acurácia (m)		Integridade (m)	
	HPE	VPE	HPL	VPL
GAST-C	1,1595	2,0334	30,0	30,0

FONTE: O autor (2022).

TABELA 20 – PERFORMANCE DOS ERROS DE POSIÇÃO E DOS NÍVEIS DE PROTEÇÃO PARA O DIA 144/2020

	Acurácia (m)		Integridade (m)	
	HPE	VPE	HPL	VPL
GAST-C	0,8805	0,9229	4,2177	5,6658

FONTE: O autor (2022).

Conforme visto na TABELA 4, a acurácia requerida para categoria CAT-I (GAST-C) é de 16 m para a componente horizontal e varia de 4 m a 6 m na direção vertical. Nesse sentido, ambos os dias atenderam aos valores tabelados, sendo o dia 144/2020 mais acurado em relação ao dia 321/2019.

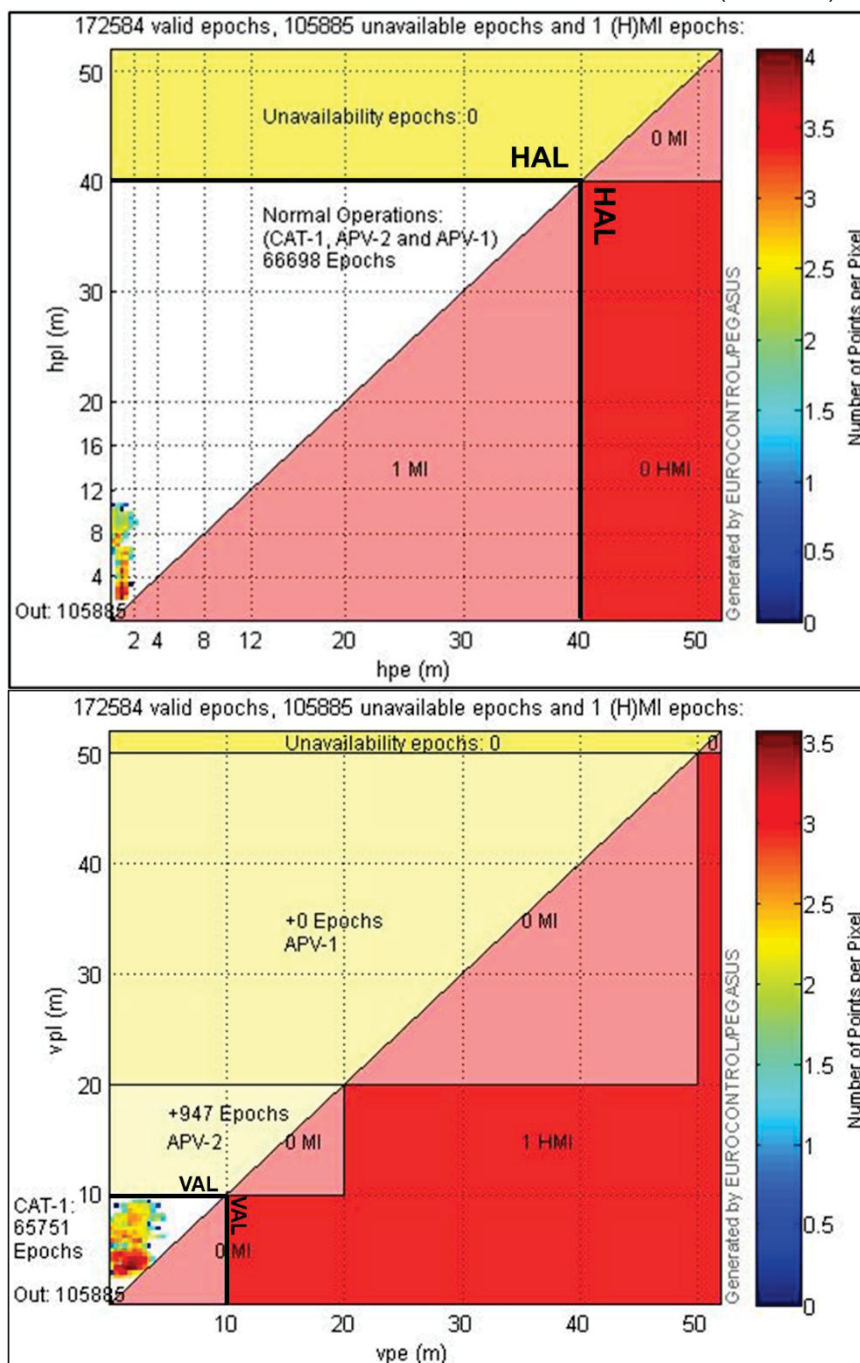
Estes valores de acurácia, a princípio, foram estabelecidos pela ICAO (2018) para as categorias de aproximação de precisão do ILS, mas que foram aproveitados para definir os requisitos de performance do GBAS. Pode-se considerar que estes valores tabelados de acurácia estão subestimados, isto é, defasados em face ao avanço da tecnologia atualmente utilizada nos receptores GNSS mais modernos.

6.2.4 Performance da acurácia, integridade e disponibilidade da simulação operacional do GBAS

Uma análise mais detalhada e estatística da performance dos requisitos de integridade e de disponibilidade foi realizada por meio do *Stanford Plot*, abordado na seção 4.3. Este diagrama é um recurso de análise visual e numérico destinado a avaliar o desempenho do GBAS, uma vez que indica a quantidade de épocas que atenderam à integridade das categorias de aproximação de precisão desejada. A

FIGURA 54 ilustra o *Stanford Plot* horizontal (gráfico superior) e vertical (gráfico inferior) da categoria GAST-C no levantamento do dia 321/2019. A linha preta nos gráficos indica os limites de alerta que, de acordo com a TABELA 5, equivalem a 40 m para a componente horizontal (HAL) e 10 m na direção vertical (VAL), respectivamente.

FIGURA 54 – STANFORD PLOT PARA O DIA 321/2019 (GAST-C)

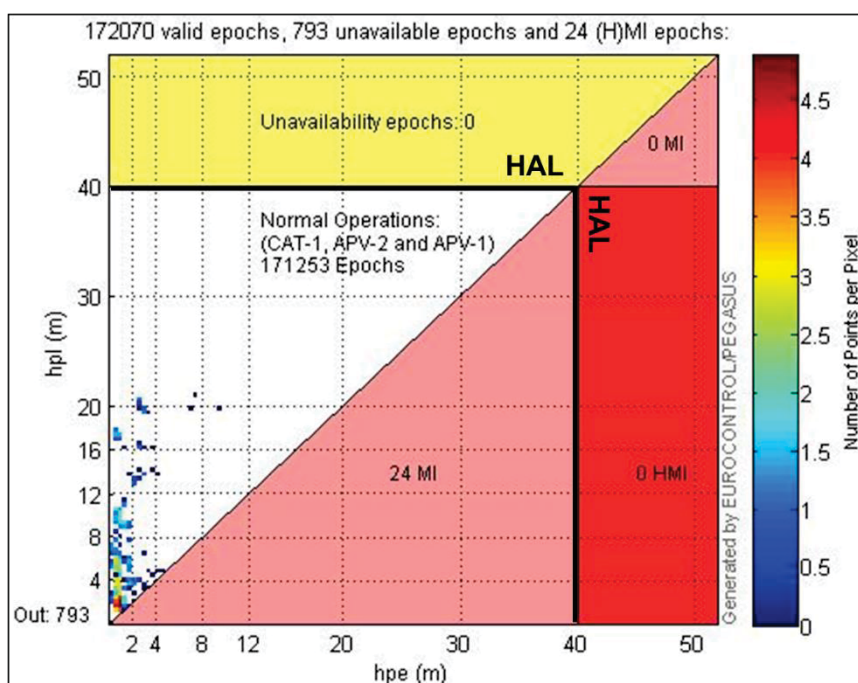


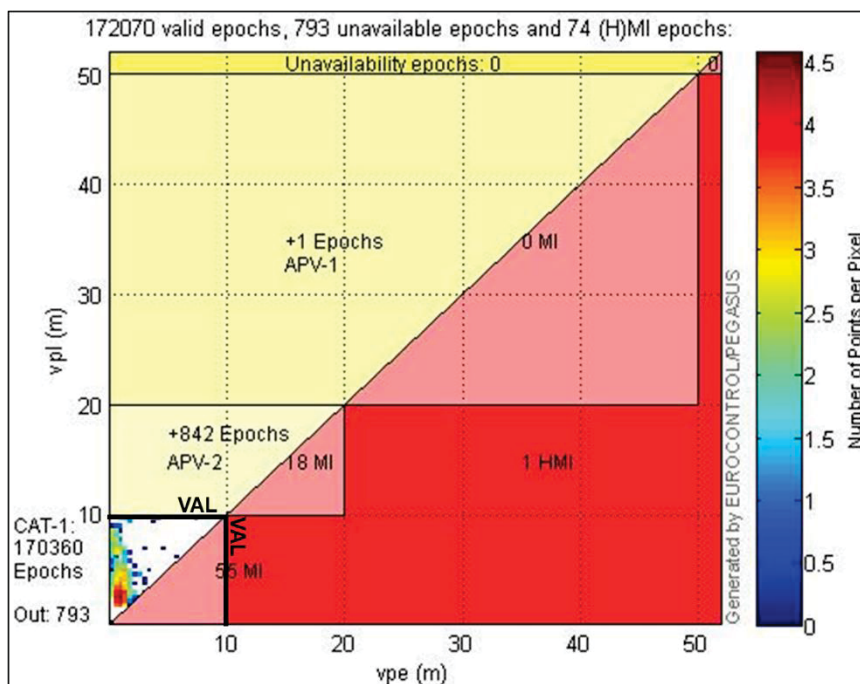
FONTE: O autor (2022).

Nota-se no *Stanford Plot* horizontal do dia 321/2019, que na categoria GAST-C ocorreu 1 evento MI, ou seja, o erro de posição horizontal (HPE) foi superior ao nível de proteção horizontal (HPL), porém inferior ao limite de alerta horizontal (HAL), em apenas uma ocasião. Todavia, devido à descontinuidade da determinação dos valores de PL, foram registradas apenas 66.698 épocas em que o sistema permaneceu disponível para a categoria GAST-C (CAT-I) no conjunto de 172.584 épocas.

Da mesma forma, a FIGURA 55 mostra, respectivamente, o *Stanford Plot* horizontal e vertical para a categoria GAST-C do dia 144/2020.

FIGURA 55 – STANFORD PLOT PARA O DIA 144/2020 (GAST-C)





FONTE: O autor (2022).

No dia 144/2020 nota-se no *Stanford Plot* horizontal a ocorrência de 24 eventos MI e 73 no diagrama vertical. Também no gráfico vertical houve um evento do tipo HMI, o que significa que em apenas um caso o valor de VPE foi superior tanto ao VPL quanto o VAL. Foram registradas em 170.360 épocas a disponibilidade do sistema para a categoria GAST-C (CAT-I), dentro de um conjunto de 172.070 épocas válidas.

Assim, a partir da quantidade de épocas disponíveis para a categoria GAST-C, é possível calcular a disponibilidade ao longo do dia todo. Vale ressaltar que o critério estabelecido pela ICAO (2018) é que, para GAST-C (CAT-I), a disponibilidade deve atender de 99% a 99,999%. A TABELA 21 apresenta a porcentagem de disponibilidade na categoria GAST-C para os dias 321/2019 e 144/2020.

TABELA 21 – DISPONIBILIDADE PARA OS DIAS 321/2019 E 144/2020 NA CATEGORIA GAST-C

Dias	Épocas disponíveis (GAST-C)	Épocas válidas	Disponibilidade
321/2019	66.698	172.584	38,647 %
144/2020	170.360	172.070	99,006 %

FONTE: O autor (2022).

Verifica-se que apenas o posicionamento realizado no dia 144/2020 atendeu aos padrões tabelados da ICAO (2018). Conforme mencionado, o dia 321/2019 foi

afetado pela indisponibilidade de dados, muito provavelmente devido à intensa atividade ionosférica registrada no período considerado.

7 CONSIDERAÇÕES FINAIS

O objetivo principal desta pesquisa foi comparar os métodos que se baseiam nos conceitos OSR e SSR, enfatizando a minimização de erros que afetam o posicionamento GNSS, especialmente as irregularidades ionosféricas e as tendências instrumentais. Nesse contexto, buscou-se investigar a variação do comportamento da ionosfera para os dias de processamento dos dados, considerando que este efeito apresenta importância expressiva para a aplicação do GNSS na navegação aérea, conforme abordado neste trabalho.

No primeiro experimento, selecionou-se uma data em que ocorreu atividade ionosférica significativa para que fosse possível investigar a influência das correções atmosféricas SSR no âmbito do PPP com resolução de ambiguidades. Apesar do pico de variação do TEC registrado durante o período analisado, as correções ionosféricas foram capazes de fornecer soluções melhoradas em comparação àquelas em que não foram utilizados os parâmetros SSR externos. Assim, pôde-se verificar que o PPP-RTK com correções SSR possibilitou a dissociação dos efeitos que incidem no posicionamento GNSS e, mesmo com a ocorrência de irregularidades ionosféricas, a fixação de ambiguidades foi mantida de maneira estável.

Como forma de investigar a influência dos erros no método de posicionamento diferencial, foi realizado um segundo experimento simulando a operação do GBAS, o qual se fundamenta no conceito OSR. Ao contrário do PPP-RTK, os erros observados na estação de referência foram transmitidos para a estação móvel no formato de correções OSR, que não permitem a modelagem dos efeitos sistemáticos de forma isolada. Para executar o experimento, buscou-se utilizar o PEGASUS, programa computacional indispensável para explorar as funcionalidades do GBAS, bem como aplicar a fundamentação teórica da navegação aérea nos termos da garantia de acurácia, integridade e disponibilidade, conforme preconizado nas normas da ICAO.

Assim como no primeiro experimento, uma data com variação mais acentuada nos valores TEC (dia 321/2019) foi selecionada para comparação com um dia cujo comportamento geral da ionosfera foi menos intenso (dia 144/2020). Constatou-se que houve maior instabilidade na determinação dos níveis de proteção para o dia em que a ionosfera apresentou maiores perturbações. Além disso, no processamento desta data, foi registrado um percentual menor de disponibilidade dos serviços de

navegação, os quais permaneceram inoperantes durante metade do período considerado e não atenderam ao requisito exigido pela ICAO. Estes resultados corroboraram a dificuldade de operação do GBAS em território brasileiro, devido à maior suscetibilidade dessa região às variações ionosféricas. Vale ressaltar que, devido às correções OSR, não foi possível modelar a tendência instrumental, como feito no PPP-RTK, e, por conta disso, este efeito foi absorvido pelo atraso ionosférico.

Apesar disso, os resultados do primeiro experimento foram capazes de expor a possibilidade de explorar, em trabalhos futuros, o uso das correções SSR na navegação aérea como forma de contornar, principalmente, o erro relativo à ionosfera. Contudo, cabe destacar que em ambos os experimentos não foram consideradas as circunstâncias ideais para o processamento. No primeiro, a melhor situação envolveria empregar uma rede de estações de referência gerando correções atmosféricas SSR, o que não foi possível por conta da disponibilidade receptores com linha de base curta fornecendo intervalo de gravação de dados a cada 1 segundo. Já no segundo, o cenário mais adequado implicaria no receptor do usuário móvel operar em modo cinemático, porém não foi possível usufruir de dados de estação GNSS embarcada em uma aeronave e que ainda dispusesse de uma rede de referência próxima ao local do levantamento.

Ainda assim, a operação do GBAS em modo estático simulado demonstrou viabilidade de funcionamento em dias de mínima atividade ionosférica, como ocorreu no dia 144/2020. Todavia, é necessário realizar mais testes compreendendo outras datas e épocas do ano para avaliar o impacto das irregularidades ionosféricas no posicionamento do GBAS. Dito tudo isso, seguem algumas recomendações para futuras pesquisas:

- Analisar a performance do PPP-RTK com solução de ambiguidades e correções atmosféricas SSR a partir de uma rede de estações de referência com linha de base curta e com intervalo de frequência de 1 segundo;
- Processar dados GNSS para analisar o comportamento do PPP-RTK com sessões a cada 2 horas abrangendo o intervalo de 24 horas;
- Aumentar a amostra de dados GNSS para processamento do PPP-RTK, incluindo outros períodos de dados, em especial em datas com máxima e mínima atividade ionosférica, a fim de melhorar a validação estatística;

- Processar no PEGASUS com o receptor do usuário em movimento (cinemático), considerando uma amostra mais significativa de dados, preferencialmente em outras datas e períodos do ano com máxima e mínima atividade ionosférica.

REFERÊNCIAS

ACKLAND, J.; IMRICH, T.; MURPHY, T. Global Navigation Satellite System Landing System: Technology/Product development. **Aero Magazine**, n. 21, p. 3–11, 2003.

ALVES, D. B. M. **Posicionamento GPS utilizando o conceito de estação virtual**. Tese (Doutorado em Ciências Cartográficas) - Presidente Prudente: Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”, 2008.

ANAC. **ANACpedia**. Disponível em: <https://www2.anac.gov.br/anacpedia/>. Acesso em: 3 jul. 2021a.

ANAC. **Lista de aeródromos civis cadastrados**. Disponível em: <https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/regulados/aerodromos/lista-de-aerodromos-civis-cadastrados>. Acesso em: 8 jul. 2021b.

ARIKAN, F.; NAYIR, H.; SEZEN, U.; ARIKAN, O. Estimation of single station interfrequency receiver bias using GPS-TEC. **Radio Science**, v. 43, n. 4, p. 1–13, 2008.

BALVEDI, G. C.; HARRIS, M.; PETERSON, W.; FREGNANI, J. A. G.; SAOTOME, O. Operational mitigation practice to enable the use of GBAS on areas influenced by harsh ionosphere phenomena. *In*: XV SIMPÓSIO DE TRANSPORTE AÉREO (SITRAER). **Anais...** São Luís: ITA, 2016, p. 1-11.

BAŞÇIFTÇI, F.; INAL, C.; YILDRIM, O.; BULBUL, S. Comparison of regional and global TEC values: Turkey model. **International Journal of Engineering and Geosciences**, v. 3, n. 2, p. 61–72, 2018.

BLEWITT, G. Carrier phase ambiguity resolution for the Global Positioning System applied to geodetic baselines up to 2000 km. **Journal of Geophysical Research: Solid Earth**, v. 94, n. B8, p. 10187–10203, 1989.

CAMARGO, P. O. **Modelo regional da ionosfera para uso em posicionamento com receptores GPS de uma frequência**. Tese (Doutorado em Ciências Geodésicas) - Curitiba: Setor de Ciências da Terra, Universidade Federal do Paraná, 1999.

CDDIS. **GNSS Atmospheric Products**. Disponível em: https://cddis.nasa.gov/Data_and_Derived_Products/GNSS/atmospheric_products.html. Acesso em: 23 dez. 2021.

CHOY, S.; KUCHARTZ, J.; DEMPSTER, A. G.; RIZOS, C.; HIGGINS, M. GNSS satellite-based augmentation systems for Australia. **GPS Solutions**, v. 21, n. 3, p. 835–848, 2017.

CHOY, S.; BISNATH, S.; RIZOS, C. Uncovering common misconceptions in GNSS Precise Point Positioning and its future prospect. **GPS Solutions**, v. 21, n. 1, p. 13–22, 2017.

COLLINS, P. Isolating and Estimating Undifferenced GPS Integer Ambiguities. *In: 2008 NATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION. Proceedings...* San Diego: ION, 2008, p. 720-732.

COLLINS, P.; BISNATH, S.; LAHAYE, F.; HÉROUX, P. Undifferenced GPS ambiguity resolution using the Decoupled Clock Model and ambiguity datum fixing. **Journal of The Institute of Navigation**, v. 57, n. 2, p. 123–135, 2010.

CONLEY, R.; COSENTINO, R.; HEGARTY, C. J.; KAPLAN, E. D.; LEVA, J. L.; DE HAAG, M., U.; VAN DYKE, K. Performance of Stand-Alone GPS. *In: KAPLAN, E. D.; HEGARTY, C. (Eds.). Understanding GPS: Principles and Applications. 2. ed.* Norwood: Artech House, 2006. p. 301–378.

CROSBY, G. K.; KRAUS, D. K.; ELY, W. S.; CASHIN, T. P.; MCPHERSON, K. W.; BEAN, K. W.; STEWART, J. M.; ELROD, B. D. A Ground-based Regional Augmentation System (GRAS) - The Australian Proposal. *In: INTERNATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE SATELLITE DIVISION OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION (ION GPS 2000), 13. Proceedings...* Salt Lake City: ION, 2000, p. 713-721.

DAL PÓZ, A. P.; CAMARGO, P. O.; AGUIAR, C. R. D. Período de mínima atividade solar: Melhora no desempenho do posicionamento relativo. **Boletim de Ciências Geodésicas**, v. 14, n. 1, p. 35–54, 2008.

DAL PÓZ, W. R. **Posicionamento relativo na região equatorial em diversas condições ionosféricas**. Dissertação (Mestrado em Ciências Cartográficas) - Presidente Prudente: Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”, 2005.

DATTA-BARUA, S.; WALTER, T.; PULLEN, S.; LUO, M.; BLANCH, J.; ENGE, P. Using WAAS ionospheric data to estimate LAAS short baseline gradients. *In: 2002 NATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION. Proceedings...* San Diego: ION, 2002.

DATTA-BARUA, S.; LEE, J.; PULLEN, S.; LUO, M.; ENE, A.; QIU, D.; ZHANG, G.; ENGE, P. Ionospheric threat parameterization for Local Area Global-Positioning-System-Based Aircraft Landing Systems. **Journal of Aircraft**, v. 47, n. 4, p. 1141–1151, 2010.

DECEA. **DECEA inicia voos de análises das interferências ionosféricas nos sinais do GBAS**. Disponível em: https://www.decea.mil.br/?i=midia-e-informacao&p=pg_noticia&materia=decea-inicia-voos-de-analises-das-interferencias-ionosfericas-nos-sinais-do-gbas. Acesso em: 8 jul. 2021.

EBNER, R.; FEATHERSTONE, W. E. How well can online GPS PPP post-processing services be used to establish geodetic survey control networks? **Journal of Applied Geodesy**, v. 2, n. 3, p. 149–157, 2008.

ENGE, P. Local area augmentation of GPS for the precision approach of aircraft. **Proceedings of the IEEE**, v. 87, n. 1, p. 111–132, 1999.

ESA. **SBAS fundamentals**. Disponível em:

https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/SBAS_Fundamentals. Acesso em: 26 out. 2021.

ESTEVEES, P. A. F. **Operational Evaluation of a GBAS system**. Thesis (Master of Science in Aerospace Engineering) - Lisboa: Universidade Técnica de Lisboa, 2007.

EURIQUES, J. F.; KRUEGER, C. P.; SILVA, J. Z. S. Avaliação do posicionamento efetuado com receptores de navegação de baixo custo. *In: VII SIMPÓSIO BRASILEIRO DE CIÊNCIAS GEODÉSICAS E TECNOLOGIAS DA GEOINFORMAÇÃO (SIMGEO)*. **Anais...** Recife: UFPE, 2018, p. 516-525.

EUROCONTROL. **Enhanced arrival procedures enabled by GBAS**, 2016. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=Dj1zkk2Pcro>. Acesso em: 25 jun. 2021.

EUROCONTROL. **PEGASUS GNSS_Solution: Design Justification**. EUROCONTROL, 2019a.

EUROCONTROL. **GBAS: State-of-the-Art**. EUROCONTROL, 2019b.

EUSPA. **PPP-RTK market and technology report**. EUSPA, 2019.

EUSPA. **What is SBAS?** Disponível em: <https://www.euspa.europa.eu/european-space/eu-space-programme/what-sbas>. Acesso em: 26 out. 2021.

EUSPA. **What is GNSS?** Disponível em: <https://www.euspa.europa.eu/european-space/eu-space-programme/what-gnss>. Acesso em: 24 mai. 2022.

FAA. **Satellite Navigation - Ground-Based Augmentation System (GBAS) - How It Works**. Disponível em: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/howitworks/. Acesso em: 26 mai. 2020.

FELUX, M.; DAUTERMANN, T.; BECKER, H. GBAS landing system – precision approach guidance after ILS. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, v. 85, n. 5, p. 382–388, 2013.

FLAMENT, D.; THOMPSON, G.; AHMAD, M. SBAS Interoperability: The Latest Developments. **Inside GNSS**, v. 15, n. 4, p. 24–27, 2020.

FLYGLS. **GBAS Sites**. Disponível em: <http://flygls.net/home/1/welcome-to-your-site>. Acesso em: 20 dez. 2021.

GAO, Y.; CHEN, K. Performance analysis of Precise Point Positioning using real-time orbit and clock products. **Journal of Global Positioning Systems**, v. 3, n. 1/2, p. 95–100, 2004.

GE, M.; GENDT, G.; ROTHACHER, M.; SHI, C.; LIU, J. Resolution of GPS carrier-phase ambiguities in Precise Point Positioning (PPP) with daily observations. **Journal of Geodesy**, v. 82, n. 7, p. 389–399, 2008.

GEMAEL, C.; MACHADO, A. M. L.; WANDRESEN, R. **Introdução ao ajustamento de observações: aplicações geodésicas**. 2. ed. Curitiba: Editora UFPR, 2015.

GENG, J.; TEFERLE, F. N.; MENG, X.; DODSON, A. H. Towards PPP-RTK: Ambiguity resolution in real-time precise point positioning. **Advances in Space Research**, v. 47, n. 10, p. 1664–1673, 2011.

GEOPP. **SSR vs. OSR**. Disponível em: <http://www.geopp.de/ssr-vs-osr/>. Acesso em: 3 fev. 2021.

GPS. **Other Global Navigation Satellite Systems (GNSS)**. Disponível em: <https://www.gps.gov/systems/gnss/>. Acesso em: 24 maio. 2022a.

GPS. **Pseudorandom Noise Code Assignments**. Disponível em: <https://www.gps.gov/technical/prn-codes/>. Acesso em: 24 maio. 2022b.

GUO, F.; ZHANG, X.; WANG, J. Timing group delay and differential code bias corrections for BeiDou positioning. **Journal of Geodesy**, v. 89, n. 5, p. 427–445, 2015.

HARTMANN, G. A.; PACCA, I. G. Time evolution of the South Atlantic Magnetic Anomaly. **Anais da Academia Brasileira de Ciências**, v. 81, n. 2, p. 243–255, 2009.

HATCH, R. The synergism of GPS code and carrier measurements. *In*: THIRD INTERNATIONAL GEODETIC SYMPOSIUM ON SATELLITE DOPPLER POSITIONING. **Proceedings...** Las Cruces: New Mexico State University, 1983, p. 1213-1229.

HOFFMANN-WELLENHOF, B.; LICHTENEGGER, H.; WASLE, E. **GNSS - Global Navigation Satellite Systems: GPS, GLONASS, Galileo & more**. Wien: Springer-Verlag, 2008.

HUBA, J. D.; LIU, H. L. Global modeling of equatorial Spread F with SAMI3/WACCM-X. **Geophysical Research Letters**, v. 47, n. 14, p. 1–17, 2020.

IBGE. **Manual do usuário: Aplicativo Online IBGE-PPP**. Rio de Janeiro: IBGE, 2017.

ICAO. **Performance-Based Navigation (PBN) Manual (Third Edition)**. Montréal: ICAO, 2008.

ICAO. **Global Navigation Satellite System (GNSS) Manual (Second Edition)**. Montréal: ICAO, 2012.

ICAO. **Guide for Ground Based Augmentation System Implementation**. ICAO, 2013.

ICAO. GBAS (Ground Based Augmentation System) implementation in Brazil. *In*: 17th MEETING OF THE CAR/SAM REGIONAL PLANNING AND IMPLEMENTATION GROUP (GREPECAS). **Proceedings...** Cochabamba: ICAO, 2014, p. 1-3.

ICAO. **Annex 10 - Volume I: Radio Navigation Aids (Seventh Edition)**. Montréal: ICAO, 2018.

ICAO. **The History of ICAO and the Chicago Convention**. Disponível em: <https://www.icao.int/about-icao/History/Pages/default.aspx>. Acesso em: 26 maio. 2020.

ICAO. **SARPs - Standards and Recommended Practices**. Disponível em: <https://www.icao.int/safety/safetymanagement/pages/sarps.aspx>. Acesso em: 29 nov. 2021.

IGS. **IGS State Space Representation (SSR) Format Version 1.00**. IGS, 2020.

IGS. **Differential Code Biases (DCBs)**. Disponível em: https://igs.org/products/#differential_code_bias. Acesso em: 11 nov. 2021a.

IGS. **Products**. Disponível em: <http://www.igs.org/products/>. Acesso em: 12 maio. 2021b.

IGS. **MGEX Data & Products**. Disponível em: <https://igs.org/mgex/data-products/>. Acesso em: 11 nov. 2021c.

INCT GNSS-NAVAER. **O Projeto**. Disponível em: <https://inct-gnss-नावर.fct.unesp.br/pt/projeto.php>. Acesso em: 27 dez. 2021.

JIN, X.. **Theory of carrier adjusted DGPS positioning approach and some experimental results**. Thesis (Doctor of Philosophy) - Delft: Delft University of Technology, 1996.

KLOBUCHAR, J. A. Ionospheric effects on GPS. **GPS World**, 1991.

KOUBA, J.; HÉROUX, P. Precise Point Positioning using IGS orbit and clock products. **GPS Solutions**, v. 5, n. 2, p. 12–28, 2001.

KRUEGER, C. P. **Posicionamento cinemático de trens**. Dissertação (Mestrado em Ciências Geodésicas) - Curitiba: Setor de Ciências da Terra, Universidade Federal do Paraná, 1994.

KRUEGER, C. P. **Investigações sobre aplicações de alta precisão do GPS no âmbito marinho**. Tese (Doutorado em Ciências Geodésicas) - Curitiba: Setor de Ciências da Terra, Universidade Federal do Paraná, 1996.

KRUEGER, C. P.; OLIVEIRA JUNIOR, P. S.; GARNÉS, S. J. A.; ALVES, D. B. M.; EURIQUES, J. F. Posicionamento GNSS em tempo real: Evolução, aplicações práticas e perspectivas para o futuro. **Revista Brasileira de Cartografia**, v. 72, n. Especial 50 anos, p. 1359–1379, 2020.

LACHAPELLE, G.; HAGGLUND, J.; FALKENBERG, W.; BELLEMARE, P.; CASEY, M.; EATON, G. GPS land kinematic positioning experiments. *In*: **FOURTH INTERNATIONAL GEODETIC SYMPOSIUM ON SATELLITE POSITIONING. Proceedings...** Austin, 1986, p. 1327-1344.

LANGLEY, R. B. GPS Receivers and the Observables. *In*: TEUNISSEN, P. J. G.; KLEUSBERG, A. (Eds.). **GPS for Geodesy**. 2. ed. Delft: Springer-Verlag, 1998. p. 151–186.

LANGLEY, R. B.; TEUNISSEN, P. J. G.; MONTENBRUCK, O. Introduction to GNSS. *In*: TEUNISSEN, P. J. G.; MONTENBRUCK, O. (Eds.). **Handbook of Global Navigation Satellite Systems**. Cham: Springer, 2017. p. 3-23.

LAURICHESSE, D. **Phase biases for ambiguity resolution: From an undifferenced to an uncombined formulation**. CNES, 2008.

LAURICHESSE, D.; MERCIER, F.; BERTHIAS, J.; BROCA, P.; CERRI, L. Integrity ambiguity resolution on undifferenced GPS phase measurements and its application to PPP and satellite precise orbit determination. **Journal of The Institute of Navigation**, v. 56, n. 2, p. 135–149, 2009.

LAURICHESSE, D.; PRIVAT, A. An Open-source PPP Client Implementation for the CNES PPP-WIZARD Demonstrator. *In*: INTERNATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE SATELLITE DIVISION OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION (ION GNSS+ 2015), 28. **Proceedings...** Tampa: ION, 2015.

LEE, J. **GPS-based aircraft landing systems with enhanced performance: Beyond accuracy**. Dissertation (Doctor of Philosophy) - Stanford: Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, 2005.

LEICK, A. **GPS Satellite Surveying**. 3. ed. EUA: John Wiley & Sons, 2004.

LI, F.; JUN, Z.; RUI, L. Real-time total system error estimation: Modeling and application in required navigation performance. **Chinese Journal of Aeronautics**, v. 27, n. 6, p. 1544-1553, 2014.

LI, L.; YANG, W.; YANG, F.; ZHAO, F. Code-Carrier Divergence for Ground Based Augmentation System: A comparative analysis study. *In*: 34TH CHINESE CONTROL CONFERENCE (CCC). **Proceedings...** Hangzhou: IEEE, 2015, p. 5354-5358.

LI, X.; ZHANG, X.; GE, M. Regional reference network augmented precise point positioning for instantaneous ambiguity resolution. **Journal of Geodesy**, v. 85, n. 3, p. 151–158, 2011.

LIMA, C. M. A. **Posicionamento por Ponto Preciso com ambiguidades inteiras no contexto de redes GPS**. Tese (Doutorado em Ciências Cartográficas) - Presidente Prudente: Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”, 2015.

LUO, M.; PULLEN, S.; AKOS, D.; XIE, G.; DATTA-BARUA, S.; WALTER, T.; ENGE, P. Assessment of ionospheric impact on LAAS using WAAS Supertruth data. *In*: 58TH ANNUAL MEETING OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION AND CIGTF 21ST GUIDANCE TEST SYMPOSIUM. **Proceedings...** Albuquerque: ION, 2002, p. 175-186.

LUO, M.; PULLEN, S.; WALTER, T.; ENGE, P. Ionosphere spatial gradient threat for LAAS: Mitigation and tolerable threat space. *In*: 2004 INTERNATIONAL TECHNICAL

MEETING OF THE SATELLITE DIVISION OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION (ION GNSS 2004), 17. **Proceedings...** Long Beach: 2004, p. 2771-2785.

MARINI-PEREIRA, L.; PULLEN, S. P.; MORAES, A. O. Reexamining low-latitude ionospheric error bounds: An SBAS approach for Brazil. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, v. 57, n. 1, p. 674–689, 2021.

MARINI-PEREIRA, L.; PULLEN, S. P.; MORAES, A. O.; SOUSASANTOS, J. Ground-Based Augmentation Systems Operation in Low Latitudes - Part 1: Challenges, Mitigations, and Future Prospects. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 13, n. 1, p. 1-24, 2021.

MARQUES, H. A. **Influência da ionosfera no posicionamento GPS: Estimativa dos resíduos no contexto de duplas diferenças e eliminação dos efeitos de 2ª e 3ª ordem**. Dissertação (Mestrado em Ciências Cartográficas) - Presidente Prudente: Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”, 2008.

MARQUES, H. A.; MENDONÇA, M. A. M.; MONICO, J. F. G. Interpolação das órbitas precisas dos satélites GNSS: Análise comparativa entre diferentes métodos. *In*: COLÓQUIO BRASILEIRO DE CIÊNCIAS GEODÉSICAS, 6. **Anais...** Curitiba: UFPR, 2009.

MATSUOKA, M. T. **Influência de diferentes condições da ionosfera no Posicionamento Por Ponto com GPS: Avaliação na região brasileira**. Tese (Doutorado em Ciências Cartográficas) - Presidente Prudente: Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho”, 2007.

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

MATSUOKA, M. T.; CAMARGO, P. O. Efeitos da ionosfera nas observações GPS e no posicionamento por ponto na região brasileira: revisão e síntese das investigações realizadas. *In*: **Série em Geomática Volume 2: 10 anos do curso de engenharia cartográfica da UFRGS**. Porto Alegre: UFRGS, 2008. p. 29–38.

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

MEMARZADEH, Y. **Ionospheric modeling for precise GNSS applications**. Thesis (Doctor of Philosophy) - Delft: Delft University of Technology, 2009.

MONICO, J. F. G. **Posicionamento pelo GNSS: Descrição, fundamentos e aplicações**. 2. ed. São Paulo: Editora UNESP, 2008.

MONICO, J. F. G.; DAL PÓZ, A. P.; GALO, M.; SANTOS, M. C.; OLIVEIRA, L. C. Acurácia e precisão: Revendo os conceitos de forma acurada. **Boletim de Ciências Geodésicas**, v. 15, n. 3, p. 469–483, 2009.

MURPHY, T.; HARRIS, M.; MCGRAW, G.; WICHGERS, J.; LAIVK, L.; TOPLAND, M.; TUFFAHA, M.; SAITO, S. Alternative architecture for dual frequency multi-constellation GBAS. *In: INTERNATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE SATELLITE DIVISION OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION (ION GNSS+ 2021)*, 34. **Proceedings...** St. Louis: ION, 2021, p. 1334-1374.

NASA. **Solar Cycle 25 is here. NASA, NOAA scientists explain what that means.** Disponível em: <https://www.nasa.gov/press-release/solar-cycle-25-is-here-nasa-noaa-scientists-explain-what-that-means/>. Acesso em: 1 dez. 2020.

NASA. **Solar Storm and Space Weather: Frequently Asked Questions.** Disponível em: https://www.nasa.gov/mission_pages/sunearth/spaceweather/index.html. Acesso em: 15 nov. 2021.

NAYIR, H.; ARIKAN, F.; ARIKAN, O.; EROL, C. B. Total Electron Content estimation with Reg-Est. **Journal of Geophysical Research**, v. 112, n. A11, p. 1–11, 2007.

NWS. **Hello Solar Cycle 25.** Disponível em: <https://www.weather.gov/news/201509-solar-cycle>. Acesso em: 1 dez. 2020.

OGUNDARE, J. O. **Understanding Least Squares Estimation and Geomatics Data Analysis.** New Jersey: John Wiley & Sons, 2019.

OLIVEIRA JUNIOR, P. S. **Definition and implementation of a new service for precise GNSS positioning.** Thesis (Doctor of the Conservatoire National de Arts et Métiers) - Le Mans: Sciences pour L'Ingénieur, Géosciences et Architecture, Conservatoire National de Arts et Métiers, 2017.

OLIVEIRA JUNIOR, P. S.; MONICO, J. F. G.; MOREL, L. Mitigation of receiver biases in ionospheric observables from PPP with ambiguity resolution. **Advances in Space Research**, v. 65, n. 8, p. 1941–1950, 2020.

OSTP. **Statement By The President Regarding The United States' Decision To Stop Degrading Global Positioning System Accuracy.** Disponível em: https://clintonwhitehouse3.archives.gov/WH/EOP/OSTP/html/0053_2.html. Acesso em: 23 dez. 2021.

PARK, Y. S.; PULLEN, S.; ENGE, P. Mitigation of anomalous ionosphere threat to enhance utility of LAAS Differentially Corrected Positioning Service (DCPS). *In: 2008 IEEE/ION POSITION, LOCATION AND NAVIGATION SYMPOSIUM (PLANS). Proceedings...* Monterey: IEEE, 2008, p. 285-293.

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

PEREIRA, V. A. S.; MONICO, J. F. G.; CAMARGO, P. O. Estimation and analysis of Protection Levels for precise approach at Rio de Janeiro International Airport using real time σ_{vig} for each GPS and GLONASS satellite. **Boletim de Ciências Geodésicas**, v. 27, p. 1–20, 2021.

PETIT, G.; LUZUM, B. **IERS Conventions (2010)**. Frankfurt am Main: IERS, 2010.

PRADO, A. **Análise da acurácia e da correlação espacial nas técnicas DGPS e RTK**. Dissertação (Mestrado em Ciências Geodésicas) - Curitiba: Setor de Ciências da Terra, Universidade Federal do Paraná, 2001.

PULLEN, S.; CASSELL, R.; JOHNSON, B.; BRENNER, M.; WEED, D.; CYPRIANO, L.; TOPLAND, M.; STAKKELAND, M.; PERVAN, B.; HARRIS, M.; SAITO, S.; LEE, J.; CLARK, B.; BEAUCHAMP, S.; DENNIS, J. Impact of ionospheric anomalies on GBAS GAST D service and validation of relevant ICAO SARPs requirements. *In*: 30TH INTERNATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE SATELLITE DIVISION OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION (ION GNSS+ 2017). **Proceedings...** Portland: ION, 2017, p. 2085-2105.

PULLEN, S.; WALTER, T.; ENGE, P. System overview, recent developments, and future outlook for WAAS and LAAS. *In*: TOKYO UNIVERSITY OF MERCANTILE MARINE GPS SYMPOSIUM. Tokyo: 2002, p. 1-12.

RIZOS, C.; JANSSEN, V.; ROBERTS, C.; GRINTER, T. Precise Point Positioning: Is the era of Differential GNSS Positioning drawing to an end? *In*: FIG Working Week. **Proceedings...** Roma: FIG, 2012, p. 1-17.

ROB. **Ionosphere: tutorial**. Disponível em: http://gnss.be/ionosphere_tutorial.php. Acesso: 01 nov. 2021.

ROVIRA-GARCIA, A.; JUAN, J. M.; SANZ, J.; GONZÁLEZ-CASADO, G. A worldwide ionospheric model for Fast Precise Point Positioning. **IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing**, v. 53, n. 8, p. 4596–4604, 2015.

ROVIRA-GARCIA, A.; JUAN, J. M.; SANZ, J.; GONZÁLEZ-CASADO, G.; BERTRAN, E. Fast Precise Point Positioning: A system to provide corrections for single and multi-frequency navigation. **Journal of The Institute of Navigation**, v. 63, n. 3, p. 231–247, 2016.

ROWSON, S.; VAN DYKE, K.; KLINE, P.; MURPHY, T.; HUA, Q. Evaluation of LAAS availability with an enhanced GPS constellation. *In*: IEEE POSITION LOCATION AND NAVIGATION SYMPOSIUM. **Proceedings...** Palm Springs: IEEE, 1998, p. 501-509.

RTCA. **DO-253D - Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment**. RTCA, 2017. Disponível em: https://my.rtca.org/NC_Product?id=a1B36000001IcjZEAS. Acesso em: 6 jan. 2022.

SAASTAMOINEN, J. Atmospheric Correction for the Troposphere and Stratosphere in Radio Ranging Satellites. *In*: HENRIKSEN, S. W.; MANCINI, A.; CHOVIK, B. H. (Eds.). **Geophysical Monograph Series**. Washington: American Geophysical Union, 1972. p. 247–251.

SEEBER, G. **Satellite geodesy**. 2. ed. Berlim: Walter de Gruyter, 2003.

SEEMALA, G. **GPS-TEC analysis application**. 2020.

SEEPERSAD, G.; BISNATH, S. Challenges in assessing PPP performance. **Journal of Applied Geodesy**, v. 8, n. 3, p. 205–222, 2014.

SEJAS, M. I.; KRUEGER, C. P. Experiências sobre a acurácia obtida no posicionamento absoluto utilizando pseudodistâncias suavizadas. **Boletim de Ciências Geodésicas**, v. 13, n. 2, p. 337–352, 2007.

SHI, J.; GAO, Y. A comparison of three PPP integer ambiguity resolution methods. **GPS Solutions**, v. 18, n. 4, p. 519–528, 2014.

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

SIMILI, D. V.; PERVAN, B. Code-Carrier Divergence monitoring for the GPS Local Area Augmentation System. *In*: 2006 IEEE/ION POSITION, LOCATION, AND NAVIGATION SYMPOSIUM (PLANS); **Proceedings...** Coronado: IEEE, 2006, p. 483-493.

SUBIRANA, J. S.; ZORNOZA, J. M. J.; HERNÁNDEZ-PAJARES, M. **GNSS Data Processing - Volume I: Fundamentals and Algorithms**. Noordwijk: ESA, 2013. v. I

SWPC. **Sunspots/Solar cycle**. Disponível em: <https://swpc.noaa.gov/phenomena/sunspotssolar-cycle>. Acesso em: 1 ago. 2021a.

SWPC. **Solar cycle progression**. Disponível em: <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>. Acesso em: 1 ago. 2021b.

SWS. **Space Weather and Radio Communications**. Disponível em: <http://www.sws.bom.gov.au/Educational/1/2/5>. Acesso em: 1 nov. 2021.

TAKASU, T. **RTKLIB: An Open Source Program Package for GNSS Positioning**. 2020.

TEUNISSEN, P. J. G.; KHODABANDEH, A. Review and principles of PPP-RTK methods. **Journal of Geodesy**, v. 89, n. 3, p. 217–240, 2015.

TEUNISSEN, P. J. G.; ODIJK, D.; ZHANG, B. PPP-RTK: Results of CORS network-based PPP with Integer Ambiguity Resolution. **Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation**, v. 42, n. 4, p. 223–230, 2010.

THEODORO, L. T. C. **Análise da influência da modelagem troposférica na resolução de ambiguidades no PPP**. Dissertação (Mestrado em Ciências Geodésicas) - Curitiba: Setor de Ciências da Terra, Universidade Federal do Paraná, 2020.

VEETTIL, S. V.; AQUINO, M.; MARQUES, H. A.; MORAES, A. Mitigation of ionospheric scintillation effects on GNSS Precise Point Positioning (PPP) at low latitudes. **Journal of Geodesy**, v. 94, n. 2, p. 1–10, 2020.

WALTER, T.; ENGE, P.; HANSEN, A. **A proposed integrity equation for WAAS MOPS**. In: 10th INTERNATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE SATELLITE DIVISION OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION (ION GPS 1997). **Proceedings...** Kansas City: ION, 1997, p. 475-484.

WANNINGER, L. Effects of the equatorial ionosphere on GPS. **GPS World**, 1993.

WILLGALIS, S.; SEEGER, G.; KRUEGER, C. P.; ROMÃO, V. M. C. A real time GPS reference network for cadastral surveys in Recife, Brazil. **Revista Brasileira de Cartografia**, v. 55, n. 1, p. 1–10, 2003.

WU, C.; LIOU, K.; LEPPING, R. P.; HUTTING, L.; PLUNKETT, S.; HOWARD, R. A. The first super geomagnetic storm of solar cycle 24: “The St. Patrick’s day event (17 March 2015)”. **Earth, Planets and Space**, v. 68, n. 1, p. 151, 2016.

WÜBBENA, G.; WILLGALIS, S. State Space approach for precise real time positioning in GPS reference networks. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON KINEMATIC SYSTEMS IN GEODESY, GEOMATICS, AND NAVIGATION (KIS01). **Proceedings...** Banff: 2001, p. 1-8.

WÜBBENA, G.; SCHMITZ, M.; BAGGE, A. PPP-RTK: Precise Point Positioning using State-Space Representation in RTK networks. In: 18TH INTERNATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE SATELLITE DIVISION OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION (ION GNSS 2005). **Proceedings...** Long Beach: ION, 2005, p. 2584-2594.

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

ZUMBERGE, J. F.; HEFLIN, M. B.; JEFFERSON, D. C.; WATKINS, M. M.; WEBB., F. H. Precise Point Positioning for the efficient and robust analysis of GPS data from large networks. **Journal of Geophysical Research: Solid Earth**, v. 102, n. B3, p. 5005–5017, 1997.