



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2013/08.05.15.09-TDI

**ESTUDO DE TÉCNICAS DE NAVEGAÇÃO INS/GNSS
PARA USO E EXTENSÃO NO CONTEXTO DA
MODERNIZAÇÃO DOS SISTEMAS DE CNS-ATM**

Alessandro Gonçalves Adinolfi

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, aprovada em 27 de agosto de 2013.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3EJLP62>>

INPE
São José dos Campos
2013

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):**Presidente:**

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr^a Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Dr. Germano de Souza Kienbaum - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2013/08.05.15.09-TDI

**ESTUDO DE TÉCNICAS DE NAVEGAÇÃO INS/GNSS
PARA USO E EXTENSÃO NO CONTEXTO DA
MODERNIZAÇÃO DOS SISTEMAS DE CNS-ATM**

Alessandro Gonçalves Adinolfi

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, aprovada em 27 de agosto de 2013.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3EJLP62>>

INPE
São José dos Campos
2013

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Adinolfi, Alessandro Gonçalves.

Ad47e Estudo de técnicas de navegação ins/gnss para uso e extensão no contexto da modernização dos sistemas de cns-atm / Alessandro Gonçalves Adinolfi. – São José dos Campos : INPE, 2013. xxviii + 154 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m19/2013/08.05.15.09-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2013. Orientador : Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza.

1. engenharia de sistemas. 2. sistemas de navegação inercial. 3. GNSS. 4. GPS. 5. filtro de kalman. 6. navegação aeronáutica. I.Título.

CDU 627.7.05



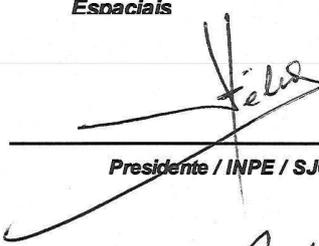
Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de **Mestre** em

**Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Gerenciamento de Sistemas
Espaciais**

Dr. Hélio Koiti Kuga



Presidente / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza



Orientador(a) / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Atair Rios Neto



Convidado(a) / FIBRAFORTE / SJC Campos - SP

Dr. Fernando José de Oliveira Moreira



Convidado(a) / EMBRAER / SJC Campos - SP

Este trabalho foi aprovado por:

() maioria simples

() unanimidade

Aluno (a): **Alessandro Gonçalves Adinolfi**

São José dos Campos, 27 de Agosto de 2013

NOTA DE ESCLARECIMENTO

O presente trabalho não representa posição oficial da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC). O Autor é servidor desta Agência e procurou elaborar este trabalho de forma consistente com as políticas da ANAC aplicadas à Certificação de Produtos Aeronáuticos, porém o conteúdo deste trabalho não foi discutido no âmbito interno da Agência e representa apenas o ponto de vista do Autor.

*“Ó profundidade das riquezas, tanto da sabedoria, como da ciência de Deus!
Quão insondáveis são os seus juízos e quão inescrutáveis os seus caminhos!
Porque quem compreendeu o intento do Senhor?
Ou quem foi seu conselheiro?
Ou quem lhe deu primeiro a ele, para que depois seja recompensado?
Porque dele e por ele, e para ele, são todas as coisas;
Glória pois a ele eternamente. Amem.”*

Romanos 11: 33-36

A Deus, que é.

AGRADECIMENTOS

Ao INPE, pela preocupação no fornecimento à sociedade de profissionais e cidadãos de qualidade, por meio de seus Programas de Pós-Graduação.

Ao Prof. Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, por parte do seu conhecimento que partilhou comigo, pela sua sábia orientação, incentivo e exigência no trabalho, que produzem efeitos que vão além deste trabalho aqui apresentado.

Aos membros da Banca Examinadora, Prof. Dr. Helio Koiti Kuga, Prof. Dr. Atair Rios Neto e Dr. Fernando José de Oliveira Moreira, pela dedicação em ler e avaliar este trabalho e suas valiosas contribuições, que tornaram este trabalho melhor.

Ao Prof. Dr. Helio Koiti Kuga, pelo conhecimento que partilhou comigo e pela disponibilidade em discutir e esclarecer dúvidas, em um papel que, a bem da justiça, deveria ser qualificado como co-orientador deste trabalho.

Aos professores do Curso ETE/CSE e ETE/CMC do INPE, pelos conhecimentos compartilhados, pelas orientações e pela não pouca paciência que me ofereceram ao longo de todo o Curso de Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, e a todos os demais profissionais do INPE que, de alguma maneira, colaboraram para a realização deste trabalho.

À Prof. Dra. Maria do Carmo e, mais recentemente, à Prof. Dra. Ana Maria Ambrósio, pelo importante trabalho de coordenação da Opção de Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais.

Aos funcionários da Biblioteca do INPE, pelo auxílio na construção dos roteiros de formatação e também pela revisão deste trabalho.

À Agência Nacional de Aviação Civil, pelo apoio em todo o tempo e pela concessão de Licença de Capacitação por um período de noventa dias, o que foi fundamental para que a conclusão deste trabalho fosse possível.

Aos colegas da Gerência Geral de Certificação de Produtos Aeronáuticos da Agência Nacional de Aviação Civil, que ofereceram seu incentivo, compartilharam suas experiências e constituíram um ambiente qualificado e estimulante para discussões técnicas proveitosas.

Aos demais professores, que na Graduação em Engenharia Elétrica na UNICAMP, no Curso Técnico em Química na Escola Técnica Federal de Química e na Escola Pio XII, entregaram um pouco do seu conhecimento em vivência, que também fazem parte do que trago até aqui.

A meus avós, tios, primos, cunhados, sogra e sobrinhos, que me ajudaram a continuar, mesmo que sem dizer palavra alguma.

A minha mãe Carmen, meu pai Goffredo (in memoriam) e minha irmã Fabiana, que fazem parte de minha história.

A minha esposa Valéria, pela companhia, pelo incentivo, pelas orações, pelas noites mal dormidas, pelas discussões acadêmicas e pelo trabalho em dobro quando eu não pude estar presente por estar dedicado a este trabalho. A meu filho Theodoro, que chegou durante este Mestrado, é um incentivo a seguir em frente, ainda não sabe muito sobre este trabalho, mas já gosta de foguetes e aviões.

A Deus, que fez com que este processo fosse uma jornada além do conhecimento acadêmico.

RESUMO

O crescente uso de Sistemas de Navegação Global por Satélite-GNSS em Sistemas de Navegação Aeronáutica é uma tendência atual nas comunidades de operação e certificação de aeronaves, sendo parte de um pacote de iniciativas relacionada à modernização do gerenciamento do tráfego aéreo, conhecida como Comunicação, Navegação, Vigilância/Gerenciamento do Tráfego Aéreo – CNS/ATM. Esta nova abordagem traz implicações em termos de complexidade de sistemas e requisitos mais rigorosos em termos dos atributos de Sistemas de Navegação, tais como Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade e Continuidade, relacionados à operação nestes contextos e esforços para extensão da capacidade operacional. Soluções propostas, tais como sistemas de aumento de precisão baseados em satélite ou em solo dependem dos sinais providos pela constelação GNSS. Isto constitui uma limitação para o uso de tais sistemas para navegação. Por outro lado, Sistemas de Navegação Inercial-INS, sendo independentes de sinais externos, têm um grande potencial de aplicação nestas circunstâncias, além de apresentarem características que podem ser consideradas complementares ao GNSS. Neste trabalho, algumas técnicas de integração INS/GNSS são estudadas para uso e extensão no contexto de CNS-ATM. Para tal: 1) um breve estudo sobre Sistemas de Navegação Aeronáutica no contexto de CNS-ATM foi realizado; 2) Medidas de Efetividade aplicáveis a tais sistemas foram identificadas; 3) um cenário operacional representativo de CNS-ATM foi escolhido e; 4) simulações envolvendo a integração de INS e GPS usando Filtros de Kalman foram realizadas de modo a prover dados para discussão. Foi verificado que: 1) o uso de uma abordagem de Engenharia de Sistemas provê benefícios em termos de melhor definição de atributos e prevenção de mudanças tardias; 2) o uso de integração INS/GPS do tipo fracamente ou fortemente acoplada provê benefícios em termos de Precisão e capacidade de continuar a operação e/ou provê dados de navegação adequados para a extração segura da aeronave em caso de perda total do GPS; 3) o uso de integração INS/GPS do tipo fortemente acoplada provê benefícios adicionais em termos capacidade de continuar a operação e/ou provê dados de navegação adequados para a extração segura da aeronave em caso de perda parcial do GPS; e 4) há indicativos que os atributos de Confiabilidade, Disponibilidade e Continuidade também foram positivamente afetados.

STUDY OF INS/GNSS NAVIGATION TECHNIQUES FOR USE AND EXTENSION IN THE CONTEXT OF THE MODERNIZATION OF CNS/ATM SYSTEMS

ABSTRACT

The increasing use of Global Navigation Satellite Systems-GNSS in future Aeronautical Navigation Systems-ANS is a current trend in the aeronautical operation and regulation communities, being part of a set of initiatives related to the modernization of the air traffic management, known as Communication, Navigation, Surveillance/Air Traffic Management – CNS/ATM. This new approach brings implications in terms of complexity of systems and more stringent requirements in terms of attributes of Navigation Systems, such as Precision, Reliability, Availability and Continuity, related to the operation in these contexts and efforts to extend the operational capabilities. Proposed solutions, such as satellite or ground-based augmentation systems, depend on signals provided by the GNSS satellite constellation. This constitutes a limitation for using such systems for navigation. On the other hand, Inertial Navigation Systems-INS, being independent of external signals, have a big potential to be applied on these circumstances; furthermore, they present characteristics that may be considered complementary to the GNSS. In this work, some INS/GNSS Navigation Techniques are studied for use and extension in the context of CNS-ATM. For that: 1) a brief assessment of Aeronautical Navigation Systems in the context of CNS-ATM using a Systems Engineering approach was performed; 2) Measures of Effectiveness - MOEs applicable for such systems were identified; 3) an operational scenario representative of CNS-ATM was chosen and; 4) simulations involving the integration of INS and GPS using Kalman filters were performed -to provide data for discussion. It was verified that: 1) the use of a Systems Engineering approach provides benefits in terms of better definition of attributes and avoidance of late changes; 2) the use of INS/GPS loosely and tightly coupled integration provides benefits in terms of Precision and capability to continue the operation and/or provide navigation data adequate for a safe extraction in the case of total loss of GPS; 3) the use of INS/GPS tightly coupled integration provides additional benefits in terms of capability to continue the operation and/or provide navigation data adequate for a safe extraction in the case of partial loss of GPS; and 4) there were indications that the attributes of Reliability, Availability and Continuity also were positively affected.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 – Trajetória de voo não limitada por auxílios em solo.	9
Figura 2.2 – Fases de voo no Mid-Term da implantação do NextGen.	11
Figura 2.3 – Benefícios das operações RNP.....	12
Figura 2.4 – Dois problemas de magnitudes diferentes diante do desenvolvedor.	14
Figura 2.5 – Ciclo de vida de um produto de alto conteúdo tecnológico.	15
Figura 2.6 – O modelo em “V”.....	16
Figura 2.7 – O modelo em Espiral.....	16
Figura 2.8 - Erros do Sistema de Navegação Aeronáutica (Lateral).	19
Figura 2.9 – Incerteza da Posição Estimada.....	21
Figura 2.10 – Árvore de Falhas simplificada.	24
Figura 2.11 - A constelação do GPS	31
Figura 2.12 – Unidade de Medida Inercial.....	37
Figura 2.13 – Coordenadas ECI e ECEF.	41
Figura 2.14 – Coordenadas ECEF e ENU.....	42
Figura 2.15 – Eixos da aeronave.....	43
Figura 2.16 – Ângulos de Euler.	43
Figura 2.17 – Integração INS/GNSS fortemente acoplada.....	53
Figura 2.18 – Integração INS/GNSS fracamente acoplada versus fortemente acoplada.....	54
Figura 4.1 - Stakeholders e seus interesses.	66
Figura 4.2 - Proximidade de obstáculos em cenário operacional RNP AR.	68
Figura 4.3 - Contexto funcional do sistema em operação.	69
Figura 4.4 – Trajetória gerada em relação à referência – 3D.....	78
Figura 4.5 – Trajetória gerada em relação à referência – desvios laterais.	78
Figura 4.6 – Posição Lateral da Aeronave: GPS e INS não Integrados.	80
Figura 4.7 – Ciclo de Correção da integração INS/GPS loosely coupled.	81
Figura 4.8 – Ciclo de Correção da integração INS/GPS tightly coupled.	82
Figura 4.9 – Exemplo de estimação de bias.....	84
Figura 4.10 – Resíduos no eixo y: INS/GPS loosely coupled.....	84
Figura 4.11 – Resíduos em relação aos 4 SVs: INS/GPS tightly coupled.....	85
Figura 4.12 – Caso 1: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS loosely coupled.	86
Figura 4.13 – Caso 1: Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS loosely coupled.	86
Figura 4.14 – Caso 1: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS loosely coupled.....	87
Figura 4.15 – Caso 1: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS loosely coupled.....	87
Figura 4.16 – Caso 2: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS tightly coupled.....	88
Figura 4.17 – Caso 2: Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS tightly coupled.....	88

Figura 4.18 – Caso 2: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS tightly coupled.....	89
Figura 4.19 – Caso 2: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS tightly coupled.....	89
Figura 4.20 – Caso 3: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS loosely coupled.	90
Figura 4.21 – Caso 3: Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS loosely coupled.	91
Figura 4.22 – Caso 3: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS loosely coupled.....	92
Figura 4.23 – Caso 3: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS loosely coupled.....	92
Figura 4.24 – Caso 4: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS tightly coupled.	93
Figura 4.25 – Caso 4: Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS tightly coupled.....	93
Figura 4.26 – Caso 4: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS tightly coupled.....	94
Figura 4.27 – Caso 4: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS tightly coupled.....	94
Figura 4.28 – Caso 5: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS tightly coupled.....	96
Figura 4.29 – Caso 5: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS tightly coupled.....	96
Figura 4.30 – Caso 6: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS tightly coupled.....	97
Figura 4.31 – Caso 6: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS tightly coupled.....	97
Figura 4.32 – Caso 7: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS tightly coupled.....	98
Figura 4.33 – Caso 7: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS tightly coupled.....	98
Figura 4.34 – Caso 8: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS tightly coupled.....	99
Figura 4.35 – Caso 8: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS tightly coupled.....	99
Figura 4.36 – Caso 9: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS tightly coupled.....	101
Figura 4.37 – Caso 9: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS tightly coupled.....	101
Figura 4.38 – Caso 10: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS tightly coupled.....	102
Figura 4.39 – Caso 10: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10-7) de confiança: INS/GPS tightly coupled.....	102
Figura B.1 - Caso 1: Posição x.....	119
Figura B.2 - Caso 1: Posição z.....	119
Figura B.3 - Caso 1: Erro da Posição x.....	120

Figura B.4 - Caso 1: Erro da Posição z.	120
Figura B.5 - Caso 1: Covariância da Posição x.	121
Figura B.6 - Caso 1: Covariância da Posição z.	121
Figura B.7 - Caso 2: Posição x.	122
Figura B.8 - Caso 2: Posição z.	122
Figura B.9 - Caso 2: Erro da Posição x.	123
Figura B.10 - Caso 2: Erro da Posição z.	123
Figura B.11 - Caso 2: Covariância da Posição x.	124
Figura B.12 - Caso 2: Covariância da Posição z.	124
Figura B.13 - Caso 3: Posição x.	125
Figura B.14 - Caso 3: Posição z.	125
Figura B.15 - Caso 3: Erro da Posição x.	126
Figura B.16 - Caso 3: Erro da Posição z.	126
Figura B.17 - Caso 3: Covariância da Posição x.	127
Figura B.18 - Caso 3: Covariância da Posição z.	127
Figura B.19 - Caso 4: Posição x.	128
Figura B.20 - Caso 4: Posição z.	128
Figura B.21 - Caso 4: Erro da Posição x.	129
Figura B.22 - Caso 4: Erro da Posição z.	129
Figura B.23 - Caso 4: Covariância da Posição x.	130
Figura B.24 - Caso 4: Covariância da Posição z.	130
Figura B.25 - Caso 5: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS tightly coupled.	131
Figura B.26 - Caso 5, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS tightly coupled.	131
Figura B.27 - Caso 5: Posição x.	132
Figura B.28 - Caso 5: Posição z.	132
Figura B.29 - Caso 5: Erro da Posição x.	133
Figura B.30 - Caso 5: Erro da Posição z.	133
Figura B.31 - Caso 5: Covariância da Posição x.	134
Figura B.32 - Caso 5: Covariância da Posição z.	134
Figura B.33 - Caso 6: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS tightly coupled.	135
Figura B.34 - Caso 6, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS tightly coupled.	135
Figura B.35 - Caso 6: Posição x.	136
Figura B.36 - Caso 6: Posição z.	136
Figura B.37 - Caso 6: Erro da Posição x.	137
Figura B.38 - Caso 6: Erro da Posição z.	137
Figura B.39 - Caso 6: Covariância da Posição x.	138
Figura B.40 - Caso 6: Covariância da Posição z.	138
Figura B.41 - Caso 7: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS tightly coupled.	139
Figura B.42 - Caso 7, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS tightly coupled.	139
Figura B.43 - Caso 7: Posição x.	140

Figura B.44 - Caso 7: Posição z.....	140
Figura B.45 - Caso 7: Erro da Posição x.....	141
Figura B.46 - Caso 7: Erro da Posição z.....	141
Figura B.47 - Caso 7: Covariância da Posição x.....	142
Figura B.48 - Caso 7: Covariância da Posição z.....	142
Figura B.49 - Caso 8: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS tightly coupled.	143
Figura B.50 - Caso 8, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS tightly coupled.....	143
Figura B.51 - Caso 8: Posição x.....	144
Figura B.52 - Caso 8: Posição z.....	144
Figura B.53 - Caso 8: Erro da Posição x.....	145
Figura B.54 - Caso 8: Erro da Posição z.....	145
Figura B.55 - Caso 8: Covariância da Posição x.....	146
Figura B.56 - Caso 8: Covariância da Posição z.....	146
Figura B.57 - Caso 9: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS tightly coupled.	147
Figura B.58 - Caso 9, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS tightly coupled.....	147
Figura B.59 - Caso 9: Posição x.....	148
Figura B.60 - Caso 9: Posição z.....	148
Figura B.61 - Caso 9: Erro da Posição x.....	149
Figura B.62 - Caso 9: Erro da Posição z.....	149
Figura B.63 - Caso 9: Covariância da Posição x.....	150
Figura B.64 - Caso 9: Covariância da Posição z.....	150
Figura B.65 - Caso 10: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS tightly coupled.	151
Figura B.66 - Caso 10, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS tightly coupled.....	151
Figura B.67 - Caso 10: Posição x.....	152
Figura B.68 - Caso 10: Posição z.....	152
Figura B.69 - Caso 10: Erro da Posição x.....	153
Figura B.70 - Caso 10: Erro da Posição z.....	153
Figura B.71 - Caso 10: Covariância da Posição x.....	154
Figura B.72 - Caso 10: Covariância da Posição z.....	154

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 - Relações entre confiabilidade, manutenibilidade e disponibilidade.	27
Tabela 2.2 – Contribuições para erros de ranges de GPS.....	34
Tabela 2.3 – Biases típicos de diferentes tipos de IMU.....	40
Tabela 3.1 – Casos de teste de integração INS/GPS.	59
Tabela 4.1 – Comparativo de covariâncias de GPS com INS/GPS: Casos 1 e 2.	89
Tabela 4.2 – Comparativo entre INS/GPS loosely e tightly coupled: Casos 3 e 4.	95
Tabela 4.3 – Comparativo das covariâncias de INS/GPS tightly coupled: Casos 5 a 8.	100
Tabela 4.4 – Comparativo entre INS/GPS loosely e tightly coupled: Casos 3 a 10.	103

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AC	<i>Advisory Circular</i>
ADS-B	<i>Automatic Dependent Surveillance – Broadcast</i>
AGL	<i>Air to Ground Level</i>
ANAC	<i>Agência Nacional de Aviação Civil</i>
ARNS	<i>Aeronautical Radio Navigation Service</i>
ARP	<i>Aeronautical Recommended Practice</i>
ATC	<i>Air Traffic Control</i>
CNS-ATM	<i>Communication, Navigation, Surveillance - Air Traffic Management</i>
CRI	<i>Certification Review Item</i>
DAL	<i>Design Assurance Level</i>
DO	<i>Directive Order</i>
EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i>
ECEF	<i>Earth Centered Fixed</i>
ECI	<i>Earth Centered Inertial</i>
EKF	<i>Extended Kalman Filter</i>
ENU	<i>East, North and Up</i>
EPU	<i>Estimated Position Uncertainty</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FCAR	<i>Ficha de Controle de Assuntos Relevantes</i>
FDE	<i>Fault Detection and Exclusion</i>
FMS	<i>Flight Management System</i>
FHA	<i>Functional Hazard Assessment</i>
FMEA	<i>Failure Mode and Effect Analysis</i>
FMES	<i>Failure Mode and Effect Summary</i>
FTA	<i>Fault Tree Analysis</i>
GBAS	<i>Ground Based Augmentation System</i>
GDOP	<i>Geometric Dilution of Precision</i>
GLONASS	<i>Global Orbiting Navigation Satellite System</i>

GNSS	<i>Global Navigation Satellite System</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
HDOP	<i>Horizontal Dilution of Precision</i>
HFOM	<i>Horizontal Figure of Merit</i>
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i>
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i>
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
INCOSE	<i>International Council on Systems Engineering</i>
INPE	<i>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais</i>
INS	<i>Inertial Navigation System</i>
IP	<i>Issue Paper</i>
IRS	<i>Inertial Reference System</i>
MOC	<i>Means of Compliance</i>
MOE	<i>Measure of Effectiveness</i>
NA	<i>Não Aplicável</i>
NAVSTAR	<i>Navigation Satellite with Time and Ranging</i>
NED	<i>North, East and Down</i>
NextGen	<i>Next Generation</i>
nm	<i>Nautical Mile</i>
PBN	<i>Performance Based Navigation</i>
PDOP	<i>Position Dilution of Precision</i>
RCP	<i>Required Communication Performance</i>
RNAV	<i>Area Navigation</i>
RNP	<i>Required Navigation Performance</i>
RNP AR	<i>Required Navigation Performance - Authorization Required</i>
RPY	<i>Roll, pitch and yaw</i>
RSP	<i>Required Surveillance Performance</i>
RTCA	<i>Radio Technical Commission for Aeronautics</i>
RVSM	<i>Reduced Vertical Separation Minimum</i>
SA	<i>Selective Availability</i>
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>

SBAS	<i>Satellite Based Augmentation System</i>
SESAR	<i>Single European Sky ATM Research</i>
TOAC	<i>Time of Arrival Control</i>
TSO	<i>Technical Standard Order</i>
UERE	<i>User Equivalent Range Error</i>
VDOP	<i>Vertical Dilution of Precision</i>
VHF	<i>Very High Frequency</i>
VOR	<i>VHF Omnidirectional Radio</i>
WGS-84	<i>World Geodetic System – 1984</i>

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1. INTRODUÇÃO	1
1.1. Contexto deste Trabalho	1
1.2. Motivação deste Trabalho	3
1.3. Objetivo deste Trabalho	4
1.4. Organização deste Trabalho	5
2. CONCEITOS BÁSICOS E REVISÃO DA LITERATURA	7
2.1. CNS-ATM	7
2.2. Engenharia de Requisitos e Engenharia de Sistemas	13
2.3. Medidas de Efetividade	18
2.3.1. Precisão	18
2.3.2. Confiabilidade	21
2.3.3. Disponibilidade	26
2.3.4. Continuidade	27
2.3.5. Integridade	28
2.4. Formas básicas de Navegação	29
2.5. Breve apresentação do GNSS	30
2.5.1. Breve apresentação do GPS	30
2.5.2. Principais fontes de erro do GPS	33
2.6. Breve apresentação do INS	37
2.6.1. Principais fontes de erro de INS	38
2.7. Referenciais e Equações de Navegação	40
2.7.1. Referenciais de Navegação	40
2.7.2. Equações de determinação de posição por GPS	43
2.7.3. Equações dinâmicas de Navegação	45
2.7.4. Equações discretizadas de Navegação	50
2.8. Integração INS/GNSS	52
2.9. Filtro de Kalman	54
3. FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E ABORDAGENS PARA SUA SOLUÇÃO.	57
3.1. Formulação do Problema	57
3.2. Abordagens para sua solução	58

4.	DESENVOLVIMENTO	61
4.1.	Engenharia de Requisitos e Engenharia de Sistemas no Contexto de CNS-ATM	61
4.1.1.	Vantagens do uso da Engenharia de Requisitos no desenvolvimento e certificação de Sistemas CNS-ATM	61
4.1.2.	Implicações da Evolução dos Requisitos no Contexto de CNS-ATM	63
4.1.3.	Etapas de um Processo de Engenharia de Requisitos e Engenharia de Sistemas no Contexto de CNS-ATM	64
4.1.4.	Definição de Medidas de Efetividade e Métricas	70
4.2.	Modelagem e Simulação de Sistema de Navegação	73
4.2.1.	Objetivos da Modelagem e Simulação	74
4.2.2.	Definição do Cenário	74
4.2.3.	Considerações sobre a metodologia utilizada	76
4.2.4.	Simulações sem Integração de GPS e INS	79
4.2.5.	Implementação das integrações de GPS e INS	80
4.2.6.	Simulações com integração de GPS e INS	85
4.2.7.	Discussão e Avaliação dos Resultados	104
5.	CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	105
5.1.	Conclusões	105
5.2.	Sugestões para trabalhos futuros	107
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	109
A.	APÊNDICE A: DADOS DOS SATÉLITES DE GPS UTILIZADOS	115
B.	APÊNDICE B: PLOTAGENS COMPLEMENTARES DE DADOS SIMULADOS	119

1. INTRODUÇÃO

1.1. Contexto deste Trabalho

A Navegação é uma disciplina bem antiga, pelo menos tão antiga quanto a Humanidade (GREWAL, 2007). Baseia-se na necessidade de conhecer a posição e a velocidade lineares em relação a uma referência. Ao longo da História, várias técnicas de Navegação foram desenvolvidas e utilizadas.

O domínio e o aperfeiçoamento de técnicas de navegação são de fundamental importância para várias atividades humanas, entre elas, a operação de aeronaves. Ao longo do século XX, vários sistemas foram desenvolvidos, para ampliar a capacidade de operação de aeronaves em ambientes não visuais, segundo Regras de Voo por Instrumentos (*Instrument Flight Rules - IFR*). O uso de emissores de radiofrequência para fins de navegação aeronáutica constituiu-se na principal forma de navegação IFR utilizada no século XX.

Desde o final do século XX, o uso de Sistemas de Navegação Global por Satélite (*Global Satellite Navigation System - doravante GNSS*) tem sido cada vez mais difundido, nas mais diversas aplicações, desde o uso cotidiano, até operações complexas do ponto de vista econômico, de segurança ou estratégico. Estas aplicações foram possíveis a partir da acessibilidade concedida para utilização para fins civis do sistema norte-americano operacional chamado de Sistema de Posicionamento Global (*Global Positioning System - doravante GPS*) e se intensificaram a partir da remoção da Disponibilidade Seletiva (*Selective Availability - SA*) ocorrida no ano 2000. O advento do sistema russo GLONASS (*Global Orbiting Navigation Satellite System*), o projeto do sistema europeu GALILEO e o desenvolvimento de técnicas de combinação de sinais de GNSS entre si ou com outros tipos de sensores oferecem um campo de possibilidades ainda não totalmente explorado.

Na Aviação Civil, o impacto inicial consistiu na transição de um modelo de navegação vigente no século XX, baseado em auxílios em terra, para um modelo que utiliza auxílios por satélite de GPS.

Em um primeiro momento, o GPS foi utilizado como meio de navegação não primária, em conjunto com outros meios já mais consolidados, especialmente em termos de Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade, Continuidade, e Integridade (*Precision, Reliability, Availability, Continuity, and Integrity*), componentes fundamentais da Segurança Operacional em Aviação Civil (*Safety*). Este movimento inicial proporcionou aprimoramentos na gestão do espaço aéreo, ainda que houvesse, no entanto espaço para melhorias.

Atualmente, a evolução de tais sistemas tem permitido uma utilização de tais auxílios de forma mais ampla, como meios de navegação primários. Esta utilização, entretanto, está em franca evolução no que concerne à maximização da utilização do GNSS atualmente disponível, bem como na definição de sistemas embarcados e de solo para ampliar as suas possibilidades de uso.

Há uma busca atual pela modernização do Gerenciamento do Espaço Aéreo, que vai além da melhoria da Navegação Aeronáutica. Este esforço é denominado nos EUA de NEXTGEN; e denominado mundialmente de CNS-ATM (*Communication, Navigation, Surveillance - Air Traffic Management*). As tecnologias de determinação de posição e velocidade utilizando GNSS tem tido importante papel na viabilização destas iniciativas.

Contudo, à medida que se intenta utilizar o GNSS para operações mais restritivas, em cenários de maior proximidade com o terreno, com obstáculos ou com outras aeronaves, o seu desempenho no que concerne à Segurança Operacional de Voo é colocado em jogo. Eventos de interferência acidental ou ilícita no sinal GNSS acabam também por ter maior peso nestes contextos.

A Comunidade da Aviação tem realizado estudos e pesquisas no intuito de propor soluções que permitam uma utilização plena do potencial de um GNSS na navegação de aeronaves, o que contribuirá para a concretização de algumas metas relacionadas à CNS-ATM (FAA, 2006; RTCA, 2009). Uma das possibilidades apontadas consiste na integração dos dados de GNSS com outros sensores, no intuito de obter o melhor que cada sensor pode oferecer e com isto obter melhorias em termos de precisão, confiabilidade, disponibilidade, continuidade e integridade.

1.2. Motivação deste Trabalho

Como discutido na Seção anterior, à medida que o uso de GNSS é proposto para navegação em cenários mais restritivos, os requisitos para sua adequada operação tornam-se também mais restritivos. Tais requisitos abrangem uma série de atributos, figurando a Precisão, a Confiabilidade, a Disponibilidade, a Continuidade, e a Integridade dentre os principais.

O uso de navegação GNSS está entre os pilares do conceito de CNS-ATM e sua extensão para uso em cenários mais restritivos é uma das medidas do sucesso do esforço de modernização da Gestão de Tráfego Aéreo que está em marcha.

Contudo, os sistemas de navegação embarcados baseados em GNSS apresentam limitações, em especial no que se refere a sua precisão e também à sua característica inerente de dependência de sinal externo. Eventos de interferência acidental ou ilícita no sinal GNSS acabam por realçar tais limitações.

Por outro lado, Sistemas Inerciais de Navegação (*Inertial Navigation Systems – INS*) tem sido utilizados há mais tempo e tem sido aperfeiçoado ao longo dos anos. Os sensores inerciais modernos geralmente compreendem três acelerômetros ortogonais entre si e três giroscópios alinhados com os acelerômetros. Compreendem ainda um processador de navegação que integra as saídas para fornecer posição, velocidade e atitude. Uma característica desejável do INS, quando comparado com o GNSS, é sua independência de referências externas. Contudo, por obter suas estimativas de posição, velocidade e atitude por meio de integração de suas medidas, os erros destas medidas são também integrados e mesmo pequenos erros geram um erro cumulativo, o que limita o uso de INS para navegação a longas distâncias e aplicações que exijam elevada precisão.

A literatura, entretanto, tem apontado como vantajosa a união do INS com o GNSS. Por tais sistemas possuírem características complementares, técnicas

de navegação baseadas na integração de GNSS com INS podem prover uma melhoria nos atributos de Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade, Continuidade e Integridade.

O presente trabalho procura apresentar uma pequena contribuição a esta discussão em andamento, estudando Técnicas de Navegação INS/GNSS para Uso e Extensão no Contexto da Modernização dos Sistemas de CNS-ATM.

1.3. Objetivo deste Trabalho

Este trabalho tem por objetivo a verificação da efetividade do uso e extensão de Técnicas de Navegação INS/GNSS no Contexto da Modernização dos Sistemas de CNS-ATM. Esta verificação se dará pela avaliação dos benefícios que tais técnicas podem trazer para o atendimento de atributos necessários às operações em contexto CNS-ATM. Intenta-se lograr este objetivo por meio dos seguintes objetivos específicos:

- 1) Revisão da Literatura sobre as principais iniciativas relacionadas à Modernização dos Sistemas de Gestão de Tráfego Aéreo - CNS-ATM com foco na área de Navegação. Identificação do significado do termo CNS-ATM, seus objetivos, suas linhas de ação e suas necessidades.
- 2) Discussão da missão, interessados (*stakeholders*), necessidades, requisitos, medidas de efetividade (MOEs – *Measures of Effectiveness*) no atendimento a atributos tais como precisão, confiabilidade, disponibilidade, continuidade, integridade, etc.. Esta discussão considerará os aspectos de Navegação relacionados à Modernização dos Sistemas de Gestão de Tráfego Aéreo - CNS-ATM e se dará à luz da Teoria de Engenharia de Sistemas.
- 3) Estudo e apresentação de técnicas de navegação, tais como uso de sensores inerciais, uso de GPS e técnicas de integração INS/GPS dos tipos *loosely coupled* e *tightly coupled*.
- 4) Modelagem e simulação de sistema de navegação com integração INS/GPS dos tipos *loosely coupled* e *tightly coupled*.
- 5) Discussão dos resultados observados na simulação, levando em conta as MOEs de Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade e Continuidade.

Estas discussões levarão em conta os principais desafios oferecidos no contexto operacional de CNS-ATM.

1.4. Organização deste Trabalho

Este trabalho está organizado da seguinte forma:

O Capítulo 2 apresenta os conceitos básicos e a revisão da literatura para o desenvolvimento deste trabalho.

O Capítulo 3 trata da formulação do problema e abordagens para sua solução.

O Capítulo 4 apresenta: 1) uma breve discussão sobre sistemas de navegação no contexto de CNS-ATM à luz da Teoria de Engenharia de Sistemas, 2) um trabalho de modelagem e simulação de sistema de navegação baseado em integração INS/GNSS, com a discussão dos resultados observados.

O Capítulo 5 apresenta as conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

As seções seguintes apresentam as referências bibliográficas consultadas para o desenvolvimento deste trabalho, e os apêndices.

2. CONCEITOS BÁSICOS E REVISÃO DA LITERATURA

Este capítulo referencia alguns conceitos básicos (introdutórios) relacionados aos principais assuntos envolvidos nesse trabalho: CNS-ATM, Engenharia de Sistemas, Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade, Continuidade, Integridade, Sistemas de Navegação Inercial, GNSS e Filtros de Kalman.

2.1. CNS-ATM

Atualmente, na Aviação Civil, ocorre uma transição desde um modelo de navegação vigente no século XX, baseado em auxílios em terra, para um modelo que utiliza auxílios por satélite. Este modelo enfatiza o sistema norte-americano operacional chamado de Sistema de Posicionamento Global (doravante GPS – *Global Positioning System*), mas considera o desenvolvimento do sistema russo GLONASS, e o projeto do sistema europeu GALILEO. Estes sistemas constituem o tipo de sistema denominado modernamente de Sistema de Navegação por Satélite Global (doravante GNSS - *Global Navigation Satellite System*). A navegação por meio de um GNSS utiliza pontos fixos de referência virtuais, identificados pelos sistemas embarcados na aeronave por meio de interação com satélites de um GNSS. A utilização de um GNSS pela Aviação Civil tornou-se possível a partir da acessibilidade concedida para utilização para fins civis do sistema norte-americano operacional GPS.

Tal transição não ocorre isoladamente, mas é a parte de um Plano de Modernização do Gerenciamento do Espaço Aéreo (denominado nos EUA de NEXTGEN; e denominado mundialmente de CNS-ATM - *Communication, Navigation, Surveillance - Air Traffic Management*). Saliente-se ainda que esta transição para o uso de um GNSS, não é apenas parte deste plano de modernização, mas é também um elemento tecnológico que contribuiu decisivamente para tornar a CNS-ATM viável.

Em um primeiro momento, o GPS foi utilizado como meio de navegação não primário, em conjunto com outros meios já mais consolidados, especialmente em termos de Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade, Continuidade, e

Integridade (*Precision, Reliability, Availability, Continuity, and Integrity*), componentes fundamentais da Segurança Operacional em Aviação Civil (*Safety*). Este movimento inicial proporcionou aprimoramentos na gestão do espaço aéreo, ainda que houvesse, no entanto espaço para melhorias.

Atualmente, a evolução de tais sistemas tem permitido uma utilização de tais auxílios de forma mais ampla, como meios de navegação primários. Esta utilização, entretanto, está em franca evolução no que concerne à maximização da utilização do GNSS atualmente disponível, bem como na definição de sistemas embarcados e de solo para ampliar as suas possibilidades de uso.

Há a expectativa de que a utilização mais ampla do GNSS acarrete uma significativa redução dos custos relacionados à Aviação Civil (ICAO, 2008). Em termos de equipamentos necessários, a adição de um ponto fixo de referência baseado em auxílio em terra como, por exemplo, VOR (VHF *Omnidirectional Radio*), acarreta grande custo de instalação, homologação e manutenção, dado ser necessária à instalação de equipamentos em solo específicos para cada ponto fixo. Já para adicionar um ponto fixo de referência a um procedimento de voo, não é necessária uma instalação física dedicada, pois este é identificado pelo sistema embarcado na aeronave por suas coordenadas geográficas. Acrescente-se a possibilidade de infinitos pontos de referência no espaço de cobertura do GNSS, que aponta para o potencial de se otimizar os caminhos de voo, de modo a reduzir tempos de viagem, consumos de combustível e emissões de poluentes. Desta forma, os voos comerciais podem operar em condições não visuais (IFR - *Instrument Flight Rules*) sem estar limitados às rotas definidas pelos auxílios em solo. A Figura 2.1 ilustra tais benefícios, comparando uma rota cujo traçado é limitado pela localização geográfica de estações de rádio em solo com outra rota, definida por meio das coordenadas geográficas por GNSS mais convenientes.

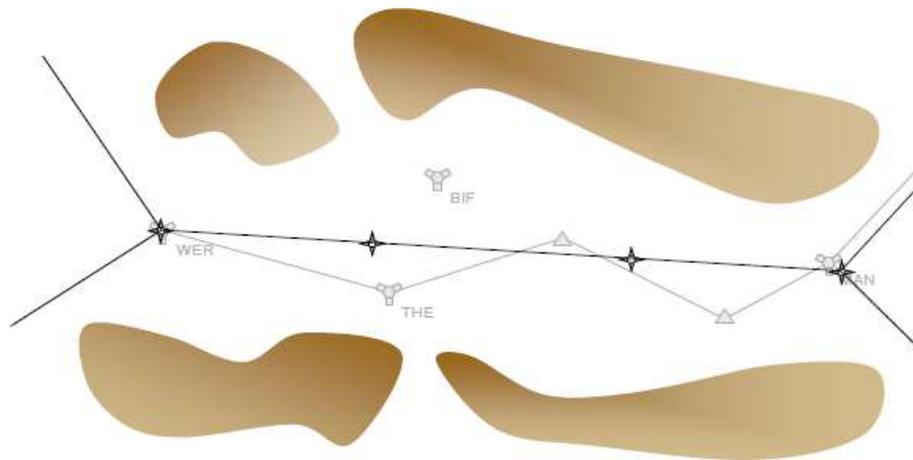


Figura 2.1 – Trajetória de voo não limitada por auxílios em solo.

O uso crescente do GNSS tem causado uma quebra de paradigmas com impactos que vão além da Navegação Aeronáutica. Este novo conceito implica uma mudança desde a abordagem prévia, que enfatizava o Controle do Tráfego Aéreo (*Air Traffic Control - ATC*), para uma nova abordagem, que enfatiza o Gerenciamento do Tráfego Aéreo - ATM. É também modificada a ênfase em equipamento requerido para uma ênfase em desempenho requerido. Tal conceito vai além da Navegação, fazendo parte deste escopo também a Comunicação e o Monitoramento. Este novo conceito é comumente denominado CNS-ATM. O termo também pode ser identificado na literatura através das denominações *NextGen* e *SESAR (Single European Sky ATM Research)*, sendo estes nomes referentes a esforços locais de implementação nos Estados Unidos da América e na Europa, respectivamente.

Discussões sobre este assunto têm ocorrido em fóruns envolvendo autoridades de Certificação Aeronáutica, Indústria, Operadores e Academia, dentre os principais *stakeholders*, em especial nos Estados Unidos da América, Europa e Austrália. Dado: 1) a complexidade e amplitude das mudanças a serem implementadas; 2) a necessidade de uma estratégia que vise à obtenção de benefícios progressivos; 3) a necessidade de uma gestão no tempo de forma a comportar a capacidade de investimentos e regulação; 4) a necessidade de ao menos se manter os atuais níveis de Segurança Operacional de Voo; a FAA

em seu documento intitulado *Roadmap for Performance Based Navigation - Evolution for Area Navigation (RNAV) and Required Navigation Performance (RNP) Capabilities - 2006-2025* (FAA, 2006) dividiu as metas do *NextGen* em três etapas, a saber:

- *Near Term*: Compreende inicialmente a avaliação de custo-benefício dos investimentos da indústria, dos operadores e dos provedores da infraestrutura aeronáutica em Navegação Aeronáutica Convencional e Baseada em Satélite. Tem também por metas principais a implementação em larga escala do RNAV (*Area Navigation*) e a introdução dos procedimentos RNP (*Required Navigation Performance*) para voos em rota, área terminal e aproximação de pista.
- *Mid Term*: Envolve a mudança para operações predominantemente RNP e uso extensivo do RNAV para maior eficiência em voo e melhor acesso aos aeroportos.
- *Far Term*: Concentra-se em operações baseadas em performance, por meio de uma abordagem integrada do RNP, RCP (*Required Communications Performance*) e RSP (*Required Surveillance Performance*). Envolve a otimização do espaço aéreo, melhorias nos sistemas automatizados e modernização das infraestruturas de CNS (*Communication, Navigation, Surveillance*).

A Figura 2.2 ilustra os conceitos dos impactos na operação de aeronaves que são previstos futuramente com a implantação do *NextGen* em seu Mid-Term em território estadunidense. Esta ilustração deixa claros os objetivos a serem perseguidos, em termos de aumento da capacidade do sistema, redução dos tempos de táxi de aeronaves, voos com trajetórias mais otimizadas, condições que permitam a redução da separação de aeronaves, além de melhor fluxo de informações e melhor monitoramento.

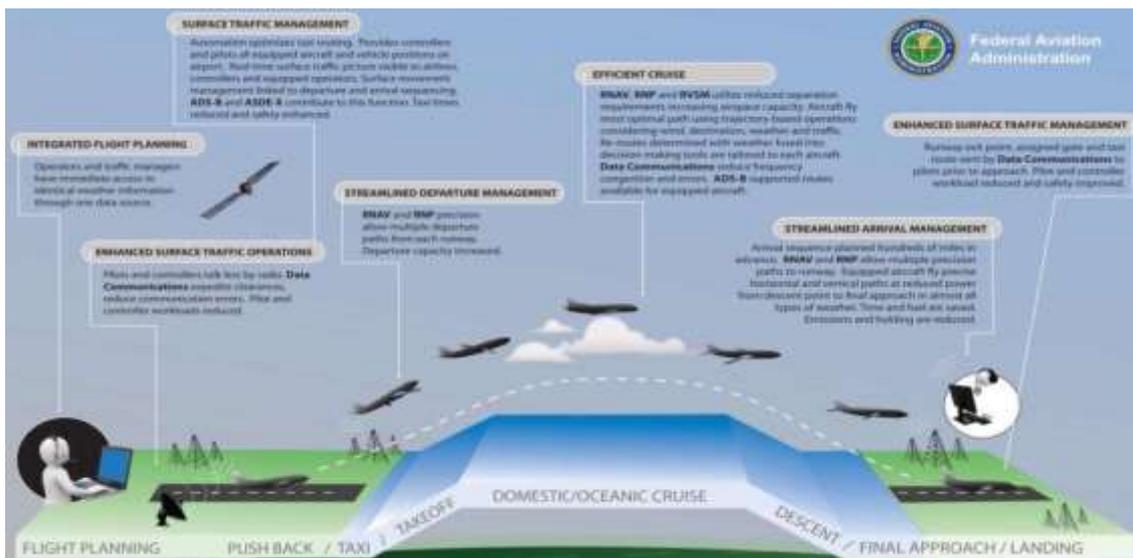


Figura 2.2 – Fases de voo no Mid-Term da implantação do NextGen.

Fonte: FAA (2010)

Alguns benefícios já são verificados atualmente, em especial em termos de otimização de rotas por meio de procedimentos RNAV ou RNP, que reduzem tempo de voo, consumo de combustível e emissões de poluentes. Na Figura 2.3 temos um exemplo em que podemos ver nas linhas traçadas em magenta as trajetórias em uma área terminal do Aeroporto de Abbotsford, na Columbia Britânica, utilizando a navegação convencional. A linha em amarelo plota uma quantidade de procedimentos RNP executados maior que a totalidade dos traços em magenta. A utilização de procedimentos RNP possibilitou, para este caso, uma trajetória mais precisa e uma viagem mais curta em 24 milhas náuticas.

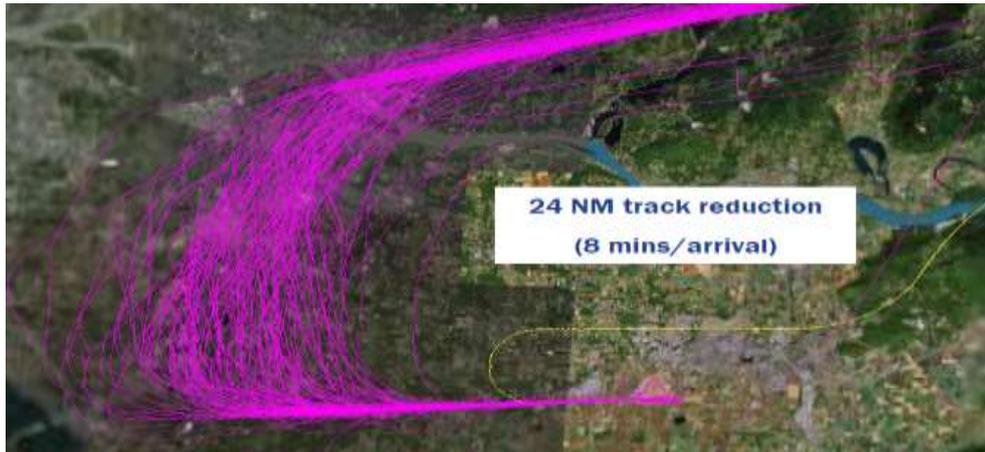


Figura 2.3 – Benefícios das operações RNP.

Fonte: Andersen e Fulton (2010)

Estes benefícios, apesar de expressivos, são considerados ainda pouco diante do que a Comunidade da Aviação acredita ser o potencial do CNS-ATM. Dentre os benefícios esperados, destacam-se:

- Extensão da capacidade de pouso e decolagem em condições não visuais, em substituição ao ILS; ou acessibilidade em aeroportos que não possuam instalações no solo que permitam estas operações;
- Ampliação da capacidade de áreas terminais, por meio de condições que permitam de forma segura a redução das separações entre aeronaves, com destaque para operações de pouso e decolagem em pistas próximas ou paralelas;
- Capacidades de monitoramento e comunicação que permitam que as tarefas de manutenção da separação de aeronaves sejam progressivamente delegadas do Controle de Tráfego Aéreo em solo para as tripulações nas cabines das aeronaves.

Contudo, à medida que se intenta utilizar o GNSS para operações mais restritivas, em especial operações segundo Regras de Voo por Instrumentos (*Instrument Flight Rules* - IFR) em cenários de maior proximidade com terreno, obstáculos ou outras aeronaves, o seu desempenho no que concerne à Segurança Operacional de Voo é colocado em jogo. Para tanto, concorrem:

- A necessidade de maior precisão das estimativas de posição da aeronave, para que se possa reduzir a altura mínima para a condução de aproximação de pista não visual;
- A necessidade de maior disponibilidade dos dados de posição, mesmo em eventos de perda total ou parcial de sinal de GNSS, reduzindo a ocorrência de arremetidas;
- A necessidade de níveis adequados de integridade dos dados de navegação, com intuito de se evitar que os dados de posição induzam a tripulação e/ou os sistemas de guiagem a uma condução errônea da aeronave. Para estes contextos são também considerados eventos de interferência acidental ou ilícita no sinal GNSS.

A extensão do uso do GNSS no contexto de CNS-ATM tem sido um dos principais tópicos de estudo e pesquisas conduzidos pela Comunidade da Aviação e é peça-chave para a concretização de algumas metas relacionadas ao CNS-ATM.

2.2. Engenharia de Requisitos e Engenharia de Sistemas

Produtos para aplicações aeronáuticas ou espaciais são complexos. São produtos multidisciplinares, usualmente operam em condições ambientais adversas e suas operações são usualmente críticas, tanto do ponto de vista econômico, quanto político e social.

Neste trabalho, que aborda a integração de um sistema de navegação historicamente utilizado em aeronaves ainda no século XX, como o INS, com um sistema de navegação baseado em satélite e com uso em aviação civil mais difundido apenas ao final do século XX e estendido neste início de século XXI, observa-se que esta interface agrega complexidade aos projetos de sistemas de navegação para CNS-ATM.

Esta complexidade crescente, devido a uma multiplicidade de elementos, atributos e relacionamentos, em muitas situações extrapola a capacidade de indivíduos ou mesmo equipes encarregadas de determinadas tarefas de

visualizar e atender as necessidades do todo. Componentes de menor complexidade, tal como exemplificado no item “a” da Figura 2.4, podiam ser compreendidos no todo por seus desenvolvedores, ao passo que sistemas integrados ou complexos estariam em um escopo que excede a capacidade de indivíduos, equipes, ou até mesmo de organizações.

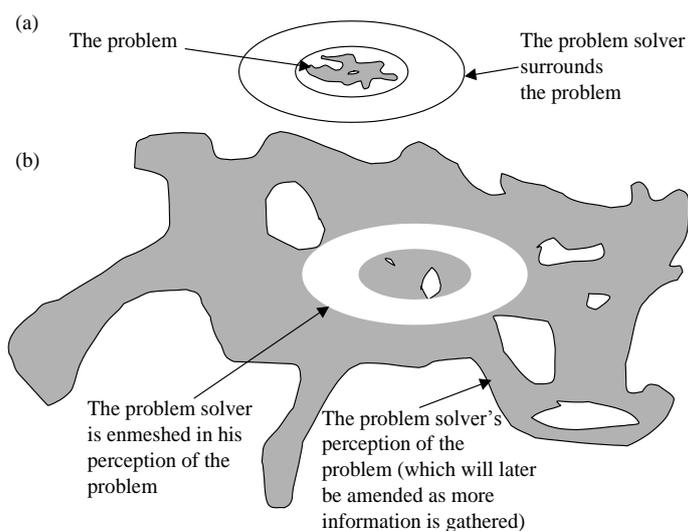


Figura 2.4 – Dois problemas de magnitudes diferentes diante do desenvolvedor.

Fonte: Warfield (1994)

Dada esta complexidade crescente, o ciclo de vida de tais sistemas pode ser melhorado se foram aplicados os conceitos de Engenharia de Sistemas desde as fases iniciais de definição.

Engenharia de Sistemas é definida como:

Engenharia de Sistemas é uma abordagem inter e multidisciplinar colaborativa de engenharia para derivar, evoluir e verificar uma solução-sistema balanceada ao longo do ciclo de vida que satisfaça às expectativas dos stakeholders e a aceitação pública. (LOUREIRO, 2010)

Outra definição:

Engenharia de Sistemas considera tanto o negócio quanto as necessidades técnicas de todos os clientes com o objetivo de prover

um produto de qualidade que atenda às necessidades dos usuários.
(INCOSE, 2006)

Um dos conceitos que pautam a Engenharia de Sistemas é o do Ciclo de Vida. O Ciclo de Vida de um produto de alto conteúdo tecnológico, tal como produtos aeroespaciais, é constituído por fases, desde o Conceito até o Descarte, como mostra a Figura 2.5.

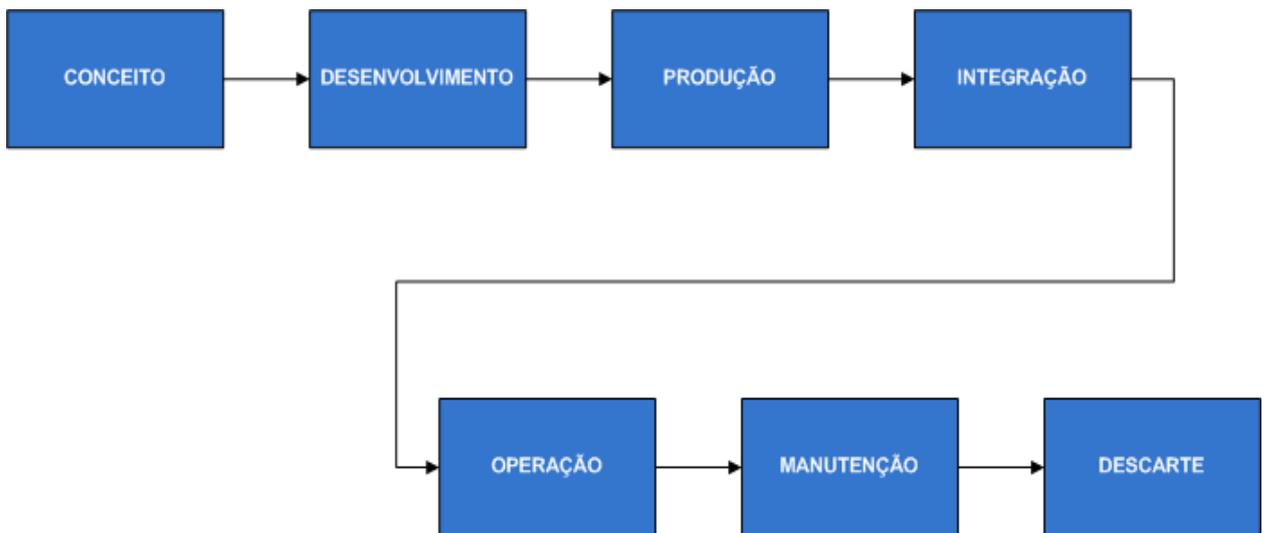


Figura 2.5 – Ciclo de vida de um produto de alto conteúdo tecnológico.

Fonte: Adinolfi, Ribeiro e Valadares (2010)

Dentre as principais abordagens para o Ciclo de Vida constam o modelo em “V”, apresentado na Figura 2.6 e o modelo em Espiral, apresentado na Figura 2.7. Ambos os modelos são apresentados com ênfase na fase de Desenvolvimento.

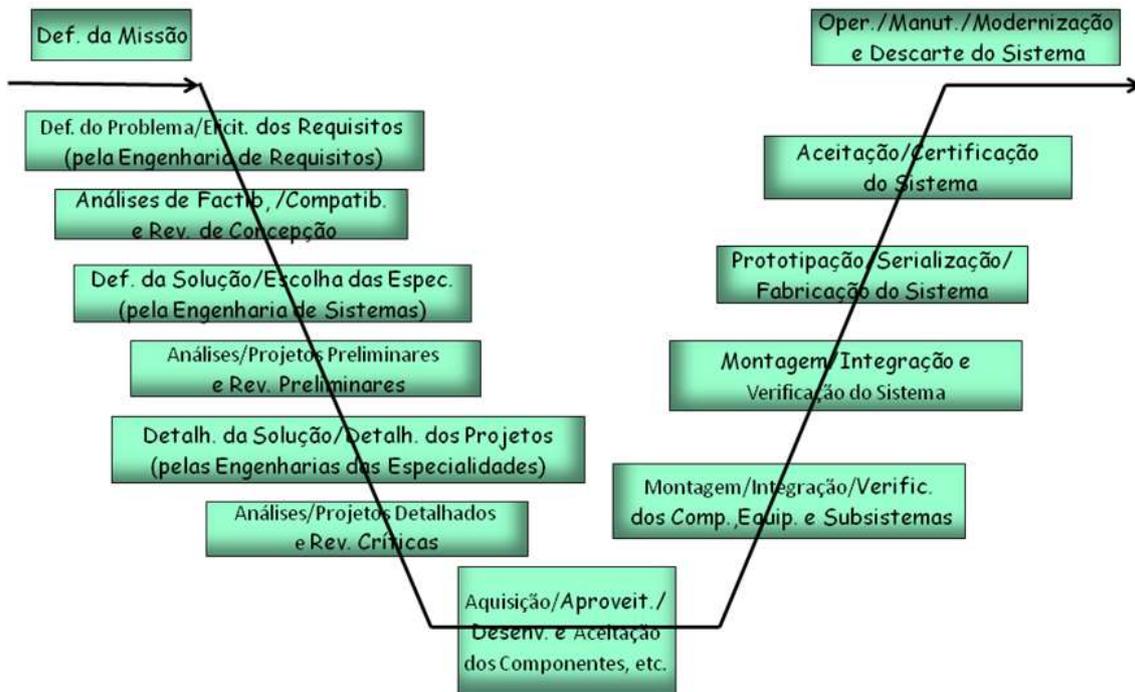


Figura 2.6 – O modelo em “V”.

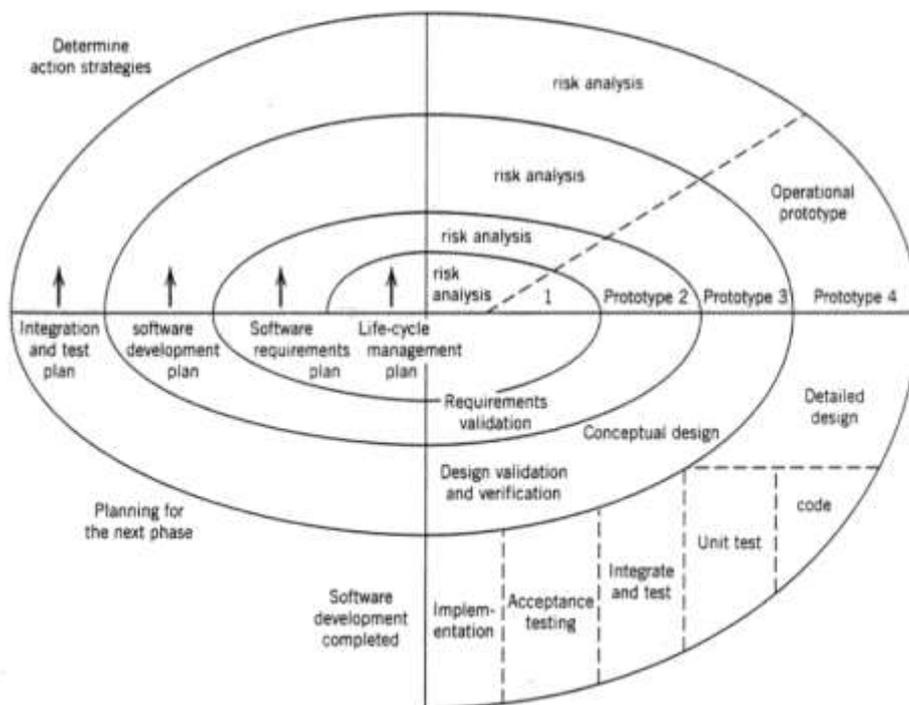


Figura 2.7 – O modelo em Espiral.

Fonte: Sage (1992)

Considerando as fases do Ciclo de Vida, a Engenharia de Requisitos e a Engenharia de Sistemas desempenham, dentre suas atividades:

1. Análise de stakeholders: Processo de identificação dos interessados (*stakeholders*) no sistema e suas necessidades, levando em consideração todas as fases do Ciclo de Vida.
2. Análise de requisitos: Uma vez realizada a identificação dos *stakeholders* e suas necessidades/interesses, o passo seguinte é procurar traduzir estas informações em termos de funções, desempenho, restrições, premissas e objetivos, escrevendo requisitos que reflitam adequadamente as necessidades, não sejam ambíguos e sejam verificáveis.
3. Análise funcional: Traduz os requisitos em uma arquitetura funcional, descrevendo e arranjando as funções e sub-funções do sistema.
4. Análise de implementação de arquitetura: Estabelece, dentro dos componentes disponíveis e considerando o estado-da-arte, uma arquitetura física do sistema.

Estas atividades são desempenhadas para o produto e para a organização.

A partir destas análises, requisitos e atributos são capturados e as organizações envolvidas no seu ciclo de vida são identificadas. Desta forma, desde os estágios iniciais da definição dos sistemas já é possível ter visibilidade de conexões de impactos, rastreabilidade e hierarquia, diminuindo o risco de se necessitar efetuar mudanças tardias, que possuam impacto muito maior em termos de custo e tempo.

A Engenharia de Sistemas é uma abordagem complexa e dispendiosa (LOUREIRO et al., 2010). É necessária uma análise criteriosa para a decisão de aplicar esta abordagem, de modo a evitar agregar custo e complexidade desnecessários ao longo do ciclo de vida de um produto. Há indicativos do potencial desta abordagem na mitigação dos riscos associados a um sistema cuja base de requisitos sofre continuada evolução. Dado o contexto em que os sistemas CNS-ATM estão inseridos, acredita-se que a aplicação da abordagem

de Engenharia de Sistemas proporcione benefícios em termos de melhor definição dos requisitos do sistema e redução de modificações em etapas tardias do processo de desenvolvimento. Estes benefícios, entre outros, excederão os custos da utilização desta abordagem.

Neste trabalho, será realizada uma breve análise utilizando ferramentas provenientes da teoria de Engenharia de Requisitos e da teoria de Engenharia de Sistemas, com especial foco no levantamento de algumas Medidas de Efetividade (*Measure of Effectiveness* – MOEs).

2.3. Medidas de Efetividade

A Engenharia de Sistemas propõe e escolhe soluções baseadas nos Atributos de um Sistema. Estes são medidos e comparados por Medidas de Efetividade (*Measures of Effectiveness*-MOEs), que são as métricas que os Interessados (*Stakeholders*) utilizarão para medir sua satisfação com relação à solução proposta para o sistema, definida através de um esforço de desenvolvimento. Em particular, a partir de uma breve Análise dos Interessados (*Stakeholders*), e dos Cenários Operacionais, é possível visualizar a importância de alguns Atributos de um Sistema de Navegação Aeronáutica, tais como Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade, Continuidade e Integridade. A necessidade de tais atributos pode ser definida na forma de Requisitos. Uma análise mais aprofundada permitirá também definir métricas para avaliação se o sistema atende os requisitos relacionados a estes atributos de forma satisfatória levando em conta os cenários operacionais. Por último, a Análise do Contexto Funcional permitirá definir a quais partes do sistema estes requisitos deverão ser alocados.

2.3.1. Precisão

A Precisão (*Accuracy*) é, juntamente com a Confiabilidade, Disponibilidade, Continuidade e Integridade uma das principais métricas dos sistemas de navegação relacionados a CNS-ATM, como citado no ICAO *Performance-Based Navigation* (PBN) Manual, na FAA AC 20-138C e na EASA AMC 20-26.

De acordo com a EASA, Precisão é definida como:

O grau de conformidade entre a posição e/ou velocidade estimada, medida e desejada e a posição ou velocidade verdadeira. O desempenho de precisão da Navegação é geralmente apresentado como uma medida estatística de erro do sistema e é especificado como previsível, reproduzível e relativa. (EASA, 2009)

Complementarmente ao termo precisão, a FAA AC 90-105 e a RTCA DO-236B apresentam os tipos de erros e incertezas que estabelecem a diferença entre o caminho desejado (*desired path*) e a posição verdadeira (*true position*), como mostra a Figura 2.8, extraída da FAA AC 90-105. Observe que esta definição não trata de erros de posicionamento vertical ou longitudinal; porém, os conceitos apresentados se aplicam na maioria dos casos. Esta diferença possui os seguintes componentes:

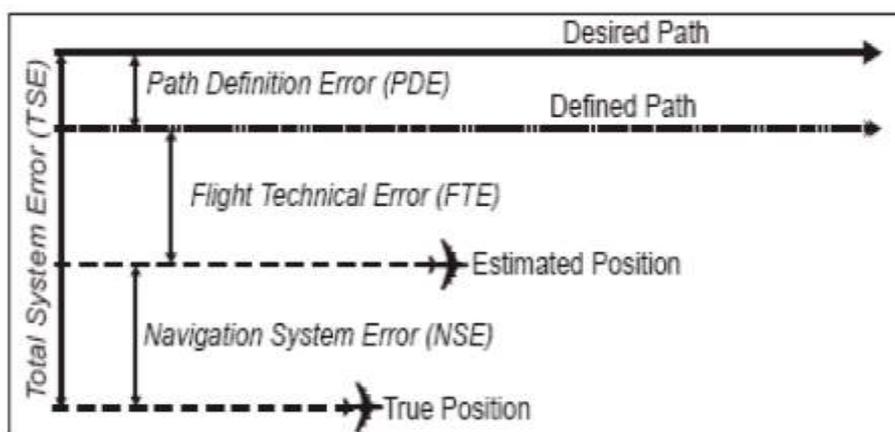


Figura 2.8 - Erros do Sistema de Navegação Aeronáutica (Lateral).

Fonte: FAA (2009)

1. Erro de Definição de Caminho (*Path Definition Error - PDE*): Diferença entre o caminho desejado, que é o caminho que o Controle de Tráfego Aéreo e a Tripulação esperam que a aeronave voe, dada uma determinada rota ou transição, e o Caminho Definido em um ponto específico, que é dado pela Função de Definição de Caminho. Tal erro é considerado negligenciável, a partir da premissa de que deve ser tratado como parte de um processo de checagem de integridade das bases de

dados de navegação, tal como preconizado no documento RTCA DO-200A.

2. Erro Técnico de Voo (*Flight Technical Error - FTE*): De acordo com a FAA AC 90-105, é a precisão com que a aeronave é controlada. É medida através da posição indicada da aeronave em relação ao comando indicado, ou caminho definido. A RTCA DO-236B, por sua vez, define o termo Erro de Guiagem no Caminho (*Path Steering Error - PSE*), que é a distância da posição estimada ao caminho definido. Esta definição considera que o PSE é igual à soma do FTE com os erros de *display*.
3. Erro do Sistema de Navegação (*Navigation System Error - NSE*): Diferença entre a posição estimada e a posição verdadeira. Também apresentada como Erro de Estimativa de Posição (*Position Estimation Error - PEE*).
4. Erro Total do Sistema (*Total System Error - TSE*): A diferença entre a posição verdadeira e a posição desejada. Este erro é igual à soma vetorial do PSE, PDE e PEE.

Neste trabalho, a definição de precisão terá como foco a redução das incertezas relacionadas à grandeza *Position Estimation Error*.

Uma das principais métricas para precisão é a Figura de Mérito Horizontal (HFOM - *Horizontal Figure of Merit*), que, no documento RTCA DO-260B (2009), é também chamada de Incerteza da Posição Estimada (EPU - *Estimated Position Uncertainty*). A EPU é definida como o raio de um círculo ao redor da posição reportada da aeronave tal que a possibilidade da aeronave estar fora do referido círculo é de 5% ou menos.

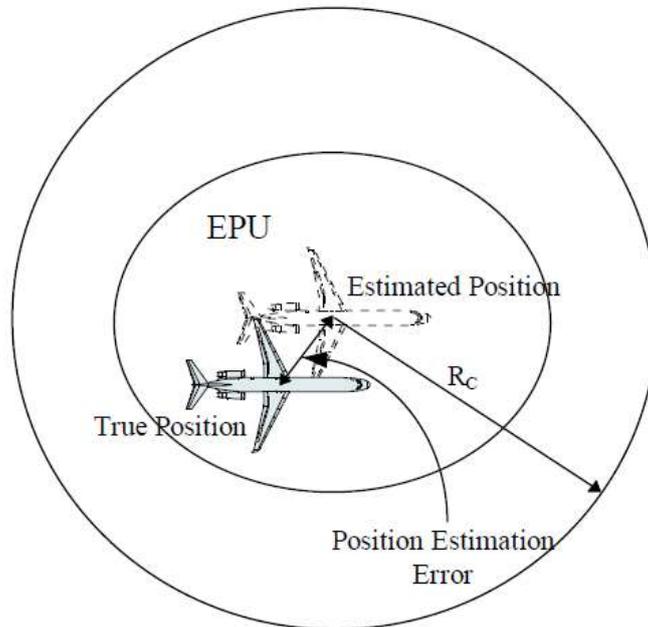


Figura 2.9 – Incerteza da Posição Estimada.

Fonte: RTCA (2003)

Neste trabalho, dado que maior ênfase será dada à precisão da variável posição lateral y , a métrica utilizada para avaliar a precisão da posição será análoga ao EPU, porém será baseada na covariância apenas da posição lateral y , σ_y^2 .

2.3.2. Confiabilidade

De acordo com os documentos da SAE ARP 4761 e SAE ARP 5150, Confiabilidade (*Reliability*) é definida como:

"A probabilidade que um item desempenhe sua função requerida sob condições especificadas, sem falhas, por um período específico de tempo."

O termo considerado complementar a Confiabilidade e também o mais utilizado pela Indústria Aeronáutica e também pela Certificação Aeronáutica é a Taxa de Falhas/Falências (*Fault/Failure Rate*), que é definida na SAE ARP 4761 e SAE ARP 5150 como:

O gradiente da função distribuição de falhas dividido pela função distribuição de confiabilidade em um tempo t . $\lambda(t) = F'(t)/(1-F(t))$. Se a função distribuição de falhas é exponencial, a taxa de falhas é constante e a taxa de falhas pode ser calculada aproximadamente dividindo o número de falhas dentre uma população de itens de hardware pelo total de horas de operação das unidades. Nota: A Taxa de Falhas pode ser expressa em termos de falhas por horas de voo ou por ciclos. (SAE, 2003)

O termo Falha/Falência (*Fault/Failure*) é definido nos documentos SAE ARP 4761, SAE ARP 5150 e FAA AC 25.1309A como:

"A perda da função ou o mau funcionamento de um sistema ou parte dele."

O documento SAE ARP 4754 limita o conceito de falha a:

"A incapacidade de um item em desempenhar sua função pretendida."

A definição da SAE ARP 4754 permite uma melhor distinção entre os conceitos de Falha (*Failure*) e Mau Funcionamento (*Malfunction*). O termo Mau Funcionamento é definido de igual forma nas SAE ARPs 4754, 4761 e 5150 como:

"A ocorrência de uma condição por meio da qual a operação está fora dos limites especificados."

Dada a diferente criticalidade ocasionada pelos diferentes tipos de falha, este trabalho sempre que necessário fará a distinção entre "perda da função" e "mau funcionamento".

Outro conceito fundamental é o de Função Pretendida (*Intended Function*), que muito se assemelha ao termo Função Requerida (*Required Function*). A se considerar um processo de elicitação, validação, implementação e verificação de requisitos ideal, os termos poderiam ser considerados equivalentes. Em se tratando das lacunas que podem ocorrer em tais processos, o Termo Função Requerida é considerado mais vinculado aos requisitos segundo os quais o sistema foi concebido. O termo Função Pretendida está mais associado aos efeitos constatados ao longo da operação e será um termo mais adotado ao longo deste trabalho.

Outro aspecto a se considerar é que a Confiabilidade é definida como uma probabilidade. Tal conceito traz implícita uma métrica do conjunto das possibilidades de funcionamento. Tal como mencionado em documento da NASA, (VESELY et al., 2002), uma das técnicas mais usadas atualmente para determinar o conjunto das possibilidades de falhas nas análises de Confiabilidade são as Análises de Árvores de Falhas (FTA – *Fault Tree Analysis*). Ainda, de acordo com Vesely:

FTA pode ser descrita de forma simplificada como uma técnica de análise, onde um estado indesejado do sistema é especificado (geralmente um estado que seja crítico do ponto de vista de segurança ou confiabilidade), e o sistema é então analisado em seu contexto ambiental e operacional para encontrar todos os caminhos realísticos nos quais o evento indesejado (evento topo) possa ocorrer.

[...]

É também importante pontuar que uma árvore de falhas não é em si um modelo quantitativo. É um modelo qualitativo que pode ser avaliado quantitativamente, e frequentemente o é. [...] O fato da árvore de falhas ser um modelo particularmente conveniente para quantificar não muda a natureza qualitativa do modelo em si. (VESELY et al., 2002)

Na Figura 2.10 pode ser visto um diagrama simplificado de árvore de falhas, onde falhas são associadas por meio de conexões lógicas, destinadas a um evento topo indesejável.

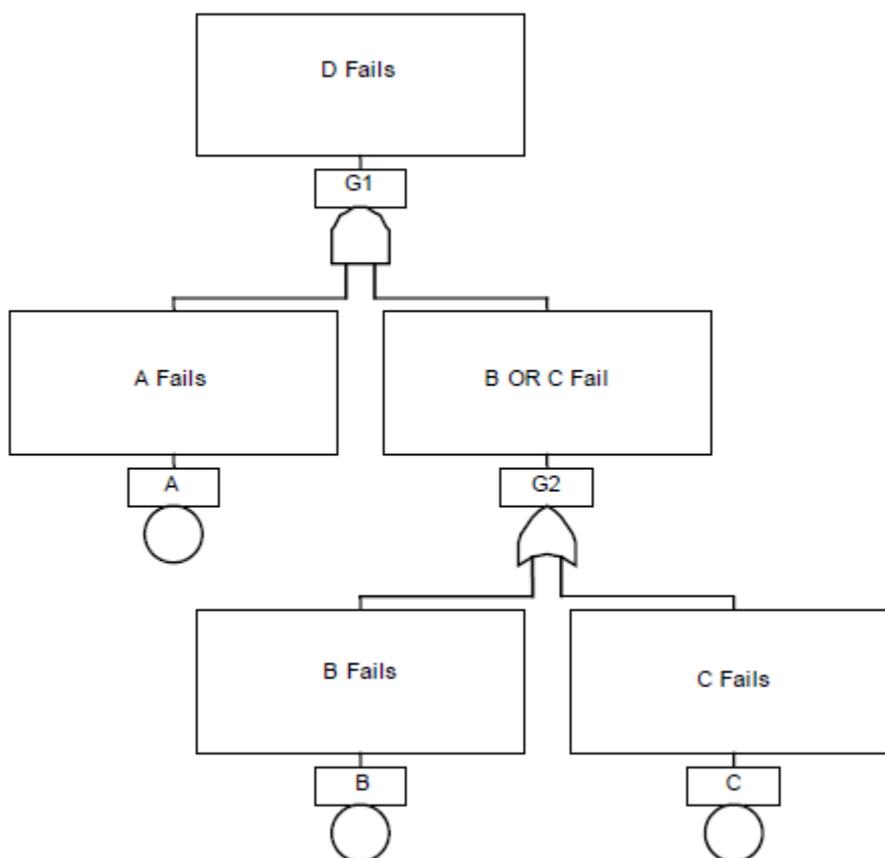


Figura 2.10 – Árvore de Falhas simplificada.

Fonte: Vesely et al. (2002)

Considerando os efeitos de falhas de um sistema constatados ao longo da operação de uma aeronave, que é um dos critérios nas definições de eventos topo a serem analisados, a FAA AC 23.1309-1E define Condição/Modo de Falha (*Failure Condition/Mode*) de uma forma mais atualizada que a FAA AC 25.1309-1A como se segue:

Uma condição que tenha um efeito no aeroplano e/ou seus ocupantes, tanto diretos, como consequenciais, causados por, ou com contribuição de uma ou mais falhas ou erros, considerando fases de voo e condições operacionais e ambientais adversas e relevantes ou eventos externos. Condições de Falha podem ser classificadas por sua severidade, como se segue:

1) Sem efeitos na segurança (*No Safety Effect*): Condições de Falha que não teriam efeito na segurança (ou seja, Condições de Falha que

não afetariam a capacidade operacional do aeroplano ou aumentariam a carga de trabalho da tripulação).

2) Menores (*Minor*): Condições de Falha que não reduziram significativamente a segurança do aeroplano, e que envolvem ações da tripulação que estão bem dentro de suas capacidades. Falhas menores podem incluir, por exemplo, uma leve redução nas margens de segurança ou capacidades funcionais, um leve aumento da carga de trabalho da tripulação (tal como uma mudança de rotina no plano de voo), ou algum desconforto físico para os passageiros ou tripulação de cabine.

3) Maiores (*Major*): Condições de Falha que reduziram a capacidade do aeroplano ou a habilidade da tripulação em lidar com condições operacionais adversas em uma extensão em que haveria uma redução significativa nas margens de segurança ou capacidades funcionais. Além disto, a condição de falha tem um aumento significativo da carga de trabalho da tripulação ou condições que impeçam a eficiência da tripulação; ou um desconforto para a tripulação ou estresse físico para os passageiros, incluindo possivelmente ferimentos.

4) Perigosas (*Hazardous*): Condições de falha que reduziram a capacidade do aeroplano ou a habilidade da tripulação em lidar com condições operacionais adversas em uma extensão que poderia haver o seguinte:

- a) Uma grande redução nas margens de segurança ou capacidades funcionais;
- b) Um estresse físico ou alta carga de trabalho tal que à tripulação não possa ser confiada a realização de suas tarefas de forma precisa ou completa; ou
- c) Ferimentos sérios ou fatais para algum ocupante que não seja da tripulação.

5) Catastrófica (*Catastrophic*): Condições de falha que se espera que resultem em múltiplas fatalidades dos ocupantes, ou incapacitação ou ferimentos fatais para um membro da tripulação, normalmente com a perda do aeroplano.

Notas: 1) A expressão "que se espera que resultem" não intenta requerer 100% de certeza que os efeitos serão sempre catastróficos. Por outro lado, mediante o caso de os efeitos de dada falha, ou combinação de falhas, poderem conceitualmente ser considerados catastróficos em circunstâncias extremas, não se intenta implicar que a condição de falha será necessariamente considerada catastrófica. 2) O termo "Catastrófico" foi definido em versões prévias do regulamento e do material de aviso como Condição de Falha que evitaria o voo continuado e pouso seguro. (FAA, 2011)

Debaixo da definição de Confiabilidade e tomando por base os impactos de condições de falha nas operações de aeronaves, são definidos alguns dos principais índices de desempenho dos sistemas de navegação relacionados a CNS-ATM, como citado no *Performance-Based Navigation (PBN) Manual*, na AC 20-128C e na AMC 20-26, a saber: Disponibilidade, Continuidade e Integridade.

2.3.3. Disponibilidade

De acordo com os documentos SAE ARPs 4754, 4761 e 5150, Disponibilidade (*Availability*) é definida como:

"Probabilidade que um item esteja em estado funcional em um determinado instante no tempo."

De acordo com a EASA AMC 20-26, Disponibilidade é definida como:

Uma indicação da habilidade do sistema de prover serviço útil dentro da área de cobertura e é definida como a porção de tempo durante a qual o sistema é para ser usado para navegação durante o qual informação confiável de navegação é apresentada à tripulação, piloto automático, ou outro sistema que gerencie o voo da aeronave. (EASA, 2009)

Há ainda a definição a seguir (VIEWEG, 1994):

"Disponibilidade é a probabilidade que um sistema possa ser usado no início de uma operação pretendida."

A primeira e a última definição têm a vantagem de estabelecer uma métrica, a probabilidade. Além disto, a definição que delimita até o momento do início da operação, separa os conceitos de Disponibilidade e de Continuidade, que veremos mais adiante. Entretanto, para fins deste trabalho, o conceito mais consolidado na literatura, que não delimita a disponibilidade ao início da operação será utilizado.

A Disponibilidade também pode ser interpretada como diretamente associada à Confiabilidade e à Manutenibilidade, conforme mostra a Tabela 2.1. Entretanto, neste trabalho, o termo Disponibilidade é avaliado ao longo de um ciclo de operação de aeronave (voo), sem a possibilidade de executar tarefas de manutenção em voo. Por isto, o termo Manutenibilidade não será abordado no escopo deste trabalho.

Tabela 2.1 - Relações entre confiabilidade, manutenibilidade e disponibilidade.

Confiabilidade	Manutenibilidade	Disponibilidade
= Constante	▼ Diminui	▼ Diminui
= Constante	▲ Aumenta	▲ Aumenta
▲ Aumenta	= Constante	▲ Aumenta
▼ Diminui	= Constante	▼ Diminui

Fonte: RELIASOFT (2007).

Desta forma, tal como apresentado no *Performance-Based Navigation (PBN) Manual*, na AC 20-128C e na AMC 20-26, a Disponibilidade estará associada à não perda de função durante o voo.

2.3.4. Continuidade

De acordo com a EASA AMC 20-26, Continuidade (*Continuity*) é definida como:

A capacidade de o sistema como um todo (considerando todos os elementos necessários para manter a posição da aeronave dentro do espaço aéreo definido) desempenhar sua função sem interrupções não-programadas durante a operação pretendida. (EASA, 2009)

Outra definição consonante e complementar a esta é (VIEWEG, 1994):

"O Risco de Continuidade é a probabilidade que o sistema seja interrompido e não forneça a informação de guiagem para a operação pretendida."

Desta forma, na abordagem conceitual adotada neste trabalho, a Continuidade será considerada um subconjunto da Disponibilidade e tal como apresentado no Performance-Based Navigation (PBN) Manual, na AC 20-128C e na AMC 20-26, a Continuidade estará associada à não perda de função durante a operação pretendida.

2.3.5. Integridade

De acordo com SAE ARP 4754, Integridade (*Integrity*) é definida como:

"Atributo de um sistema ou de um item indicando que se pode confiar que este vá trabalhar corretamente quando sob demanda."

Em outra definição:

Integridade é definida como a qualidade que se relaciona à confiança que pode ser depositada na correção da informação provida pelo sistema como um todo. (VIEWEG, 1994)

O documento EASA AMC 20-26 (EASA, 2009) traz uma definição não tão exata, mas com mais implicações práticas na definição dos Sistemas de Navegação:

"A habilidade de um sistema de prover, em tempo, avisos aos usuários quando o sistema não deve ser usado para navegação."

Desta forma, ao longo deste trabalho, o termo Integridade compreenderá as seguintes características do sistema:

- A habilidade de um sistema em identificar e isolar dados em que não possa ser depositada confiança para fins de navegação.

- Em havendo a identificação e isolamento destes dados, continuar a navegação com dados remanescentes que sejam suficientes, ou prover, em tempo, avisos aos usuários de que o sistema não deve ser usado para Navegação.

Nos documentos relacionados à Navegação no contexto de CNS-ATM, como o *Performance-Based Navigation (PBN) Manual*, a AC 20-128C e a AMC 20-26, a Integridade é associada à capacidade do sistema em evitar mau-funcionamento, que pode implicar a indução da tripulação e/ou sistemas de guiagem a uma condução errônea da aeronave (*misleading*).

Por estar frequentemente associada a falhas latentes ou de causa não prevista, a Integridade é difícil de ser medida de forma direta. Como boa prática de desenvolvimento de sistemas, os possíveis cenários que possam afetar a Integridade do sistema devem ser determinados e devem ser tomadas medidas de mitigação para estes cenários. A probabilidade de falhas destas medidas de mitigação é uma métrica geralmente usada para a Integridade de um Sistema de Navegação Aeronáutica.

2.4. Formas básicas de Navegação

Conforme mencionado em Grewal (2007), há cinco formas básicas de navegação:

- 1) Pilotagem (*pilotage*): baseia-se essencialmente em marcas reconhecidas na paisagem para que se saiba onde se está e para onde se está orientado. É uma forma considerada mais antiga que a humanidade.
- 2) *Dead Reckoning*: Baseia-se em conhecer o ponto de partida, alguma forma de orientação de proa e alguma estimativa de velocidade.
- 3) Navegação Celestial (*Celestial Navigation*): Utiliza o horário e os ângulos entre a vertical do local onde se está e objetos conhecidos no céu (como o Sol, a Lua, planetas ou estrelas) para estimar orientação, latitude e longitude.

- 4) Navegação por Rádio (*Radio Navigation*): Utiliza fontes de radiofrequência em localizações conhecidas (incluindo satélites do GNSS).
- 5) Navegação Inercial (*Inertial Navigation*): Baseia-se em, a partir do conhecimento da posição, velocidade e atitude iniciais, medir as razões de mudança de atitude e acelerações. É a única forma de navegação que não se baseia em referências externas. Na definição apresentada em Groves (2008), a navegação inercial é apresentada como um tipo de navegação Dead Reckoning.

De acordo com Groves (2008), navegação pode ser definida como a determinação de posição e velocidade de um corpo que se move em relação a uma referência conhecida. Esta é a definição mais utilizada e será a adotada neste trabalho.

2.5. Breve apresentação do GNSS

De acordo com a definição da AC 20-138C:

GNSS é um termo genérico para Navegação Baseada em Satélites, incluindo GPS, GPS/SBAS, GPS/GBAS, GLONASS, Galileo e algum outro satélite ou sistema de aumento conveniente para uso em aviação dentro da banda de frequência do Serviço Aeronáutico de Navegação por Rádio (*Aeronautical Radio Navigation Service - ARNS*). (FAA, 2012)

2.5.1. Breve apresentação do GPS

Dentre os sistemas GNSS, o mais utilizado é o GPS, que é definido como:

Parte do sistema de navegação baseado em satélites desenvolvido pelo Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América debaixo de seu programa de satélites NAVSTAR. (GREWAL, 2007)

O GPS é composto pelos seguintes segmentos (NAVSTAR, 1996):

- Segmento de Controle (*Control Segment*): Composto de:
 - Uma Estação Mestre de Controle (MCS – *Master Control Station*);

- Estações de monitoramento (MS – *Monitor Station*) e antenas de solo (GA – *Ground Antennas*) localizadas em várias localidades da Terra.
- Segmento Espacial (*Space Segment*): Constituído por uma constelação de 24 ou mais satélites dispostos de forma aproximadamente uniforme em seis órbitas aproximadamente circulares, a uma altura média de 20200km acima da superfície terrestre, com 55 graus de inclinação em relação ao plano equatorial, com quatro ou mais satélites em cada órbita, como apresentado na Figura 2.11.
- Segmento Usuário (*User Segment*): Constituído pelos vários receptores.

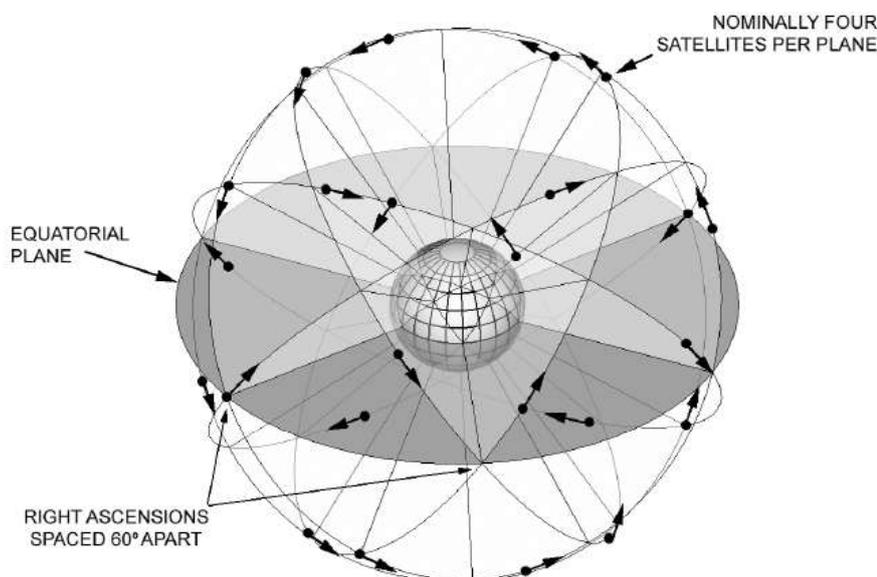


Figura 2.11 - A constelação do GPS

Fonte: Grewal (2007)

Como já explanado anteriormente, o uso extensivo do GPS permitiu o estabelecimento de rotas de voo menos dependentes dos auxílios em terra, com vantagens em termos econômicos e de segurança. Entretanto, a manutenção dos níveis de segurança operacional demanda um entendimento dos limites para uso do GNSS e suas possibilidades de extensão.

Os sensores GNSS têm tido desempenho satisfatório para operações em rota e áreas terminais, porém para operações em aproximação de pista têm sido encontrados limitantes, entre os quais se destacam:

1. Precisão: Sistemas GNSS, ainda que com aumento de precisão por satélites (*Satellite Based Augmentation System - SBAS*) ou baseado em solo (*Ground Based Augmentation System - GBAS*), não demonstraram ainda possuir precisão suficiente para a realização de pousos em condições de baixa visibilidade (Altitude de Decisão abaixo de 200ft AGL).
2. Continuidade e Disponibilidade: Para a operação de pouso com baixa Altitude de Decisão, aumenta a criticalidade para falhas que causem a perda das informações de posição e velocidade.
3. Integridade: O fornecimento de dados errados de posição e velocidade pode induzir a tripulação e/ou os sistemas de guiagem a uma condução errônea da aeronave (*Misleading Guidance*). Para a operação de pouso com baixa Altitude de Decisão, tal ocorrência pode ser de alta criticalidade, podendo expor a aeronave a colisão contra outras aeronaves, obstáculos ou terreno, devendo necessariamente ter seus efeitos mitigados. Este tipo de evento pode ser causado por falha nos satélites da constelação GNSS ou por interferências no sinal enviado, sejam acidentais ou ilícitas.

Desta forma, um esforço de extensão do uso de GNSS em Sistemas de Navegação Aeronáuticos necessita levar em conta algumas características relevantes do GNSS:

1. A precisão estática do sistema, que considera as incertezas de relógio e erros oriundos da propagação do sinal.
2. A dependência de sinais externos, que sujeita o usuário a perdas ou interferências no sinal.

Tais itens deverão ser levados em conta ao escolher o sensor que terá seus dados integrados com o GNSS.

2.5.2. Principais fontes de erro do GPS

Como mencionado em Einwoegerer (2009), os fatores relevantes de erros que afetam a precisão do posicionamento fornecida pelo sistema GPS derivam da posição relativa do receptor em relação aos satélites utilizados nos cálculos e dos erros de *ranges*.

Os erros de *range* podem ter como causas:

- Disponibilidade Seletiva (SA – *Selective Availability*), que era um mecanismo adotado pelo Departamento de Defesa (DOD) dos Estados Unidos da América para reduzir a precisão de navegação para usuários não-militares (GREWAL, 2007), degradando a precisão da navegação horizontal para 100m (2D RMS) e a vertical para 156m (RMS). Este mecanismo foi removido em 01 de maio de 2000.
- Atraso Ionosférico: Causado pelo choque das ondas de rádio com as partículas carregadas da ionosfera. Varia com a exposição à radiação solar, de modo que fatores como horário na região da ionosfera e atividade solar influenciam este efeito (GREWAL, 2007). De acordo com Groves (2008), seus valores típicos de erro são de 1 a 3m em torno de 2 horas até 5 a 15m em torno das 14 horas. Seus efeitos podem ser reduzidos através do uso de modelos de interferência ionosférica. O efeito da radiação é dependente também da frequência transmitida, de modo que futuros desenvolvimento de GNSS multiconstelção ou multifrequencia reduzirão significativamente este fator de imprecisão, para cerca de 0,1m, de acordo com Groves (2008).
- Atraso Troposférico: Causado por refração nos gases e vapor d'água da troposfera (GREWAL, 2007). Pode também ser minorado através de modelos matemáticos, porém, dado que independe da frequência utilizada, este atraso não poderá ser estimado utilizando medidas de *pseudoranges* nas bandas L1 e L2 (GREWAL, 2007). De acordo com Groves (2008), seu valor de erro típico no zênite é de 2,5m, porém

utilizando algoritmos de correção, o erro residual será de 0.2m ou menos.

- Efeitos Devido à Reflexão de Sinais (*Multipath*): Erro em geral mitigado por meio do projeto das antenas e por técnicas de processamento do sinal.
- Outros Erros, tais como erros nas efemérides dos satélites da constelação GPS, erros de relógio dos satélites ou do receptor e ruídos no sinal dos satélites ou no receptor.

Em Groves (2008) é apresentada uma tabela com a quota devida a cada uma das principais fontes de erro do GPS. Estas tabelas variam de publicação para publicação e incluem estimativas e suposições relacionadas ao desempenho do sistema, projeto de receptor, número de SVs, ângulo de mascaramento e ambiente de *mutipath*. A Tabela 2.2 apresenta alguns destes dados.

Tabela 2.2 – Contribuições para erros de *ranges* de GPS.

Fonte	Desvio (m)
Erro residual de relógio do satélite	1.0
Erro de efeméride	0.45
Erro residual ionosférico (monofrequencia)	4.0
Erro residual troposférico	0.2
Erro de <i>mutipath</i>	0.1
Ruídos de receptor e interferências	0.67

Estes dados podem ser utilizados para o cálculo do erro de *range* equivalente do usuário (doravante UERE – *User-equivalent range error* ou σ_p), que segundo Groves (2008), é a medida da incerteza de cada *pseudorange*. O UERE total pode ser calculado da seguinte forma (GREWAL, 2007):

$$UERE = \sqrt{\sum_{i=1}^n (UERE_i)^2} \quad (2.1)$$

Considerando a equação acima e os dados da Tabela 2.2, o valor total de UERE será 4,21m.

A posição relativa do receptor está relacionada à geometria dos satélites visíveis (doravante SVs). A sensibilidade de variação do *pseudorange* em relação à variação de posição do receptor é utilizada para a obtenção dos fatores de diluição de precisão (DOP – *Dilution of Precision*). Estes fatores podem ser calculados conforme consta em Grewal (2007). Estes fatores são:

- HDOP: Diluição de precisão horizontal;
- VDOP: Diluição de precisão vertical;
- PDOP: Diluição de precisão do posicionamento tridimensional (combinação de HDOP com VDOP);
- TDOP: Diluição de precisão em relação aos intervalos de tempo;
- GDOP: Diluição de precisão geométrica (combinação de PDOP com TDOP).

Para a obtenção de DOPs mais favoráveis contribuem:

- Geometria favorável dos SVs, ou seja, quanto maior for o espalhamento entre os satélites visíveis, melhor o DOP.
- Maior número de SVs possível.
- Navegação em áreas livres de obstáculos, de modo que o ângulo de mascaramento de SVs seja o menor possível. Operações em áreas urbanas ou montanhosas tendem a diminuir o número de SVs e piorar os DOPs, não apenas pela diminuição do número de SVs, mas também por ter os SVs mais concentrados na vertical do receptor, em uma geometria menos favorável.

O cálculo dos DOPs para um arranjo de n satélites pode ser realizado da seguinte maneira (GREWAL, 2007, GROVES, 2008):

$$H = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho_{r1}}{\partial x} & \frac{\partial \rho_{r1}}{\partial y} & \frac{\partial \rho_{r1}}{\partial z} & 1 \\ \frac{\partial \rho_{r2}}{\partial x} & \frac{\partial \rho_{r2}}{\partial y} & \frac{\partial \rho_{r2}}{\partial z} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial \rho_{rn}}{\partial x} & \frac{\partial \rho_{rn}}{\partial y} & \frac{\partial \rho_{rn}}{\partial z} & 1 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Onde ρ_{ri} é o valor do *pseudorange* medido entre o receptor e o i -ésimo satélite. Neste trabalho foram avaliados os DOPs de arranjos contendo quatro satélites cada.

$$(H^T H)^{-1} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & A_{14} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & A_{24} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} & A_{34} \\ A_{41} & A_{42} & A_{43} & A_{44} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$GDOP = \sqrt{A_{11} + A_{22} + A_{33} + A_{44}} \quad (2.4)$$

$$PDOP = \sqrt{A_{11} + A_{22} + A_{33}} \quad (2.5)$$

$$HDOP = \sqrt{A_{11} + A_{22}} \quad (2.6)$$

$$VDOP = \sqrt{A_{33}} \quad (2.7)$$

$$TDOP = \sqrt{A_{44}} \quad (2.8)$$

Por sua vez, de acordo com Groves (2008), a matriz das covariâncias da solução de navegação do GPS pode ser dada por:

$$P = (H^T H)^{-1} \sigma_r^2$$

(2.9)

Onde σ_r , conforme já mencionado, é o UERE.

2.6. Breve apresentação do INS

De acordo com Groves (2008), um Sistema de Navegação Inercial (*Inertial Navigation System* - INS) é composto de um jogo de sensores inerciais, conhecido como Unidade de Medida Inercial (*Inertial Measurement Unit* - IMU), juntamente com um processador de navegação. Os sensores inerciais geralmente compreendem três acelerômetros ortogonais entre si e três giroscópios alinhados com os acelerômetros, como ilustrado na Figura 2.12. O processador de navegação integra as saídas da IMU para fornecer posição, velocidade e atitude.

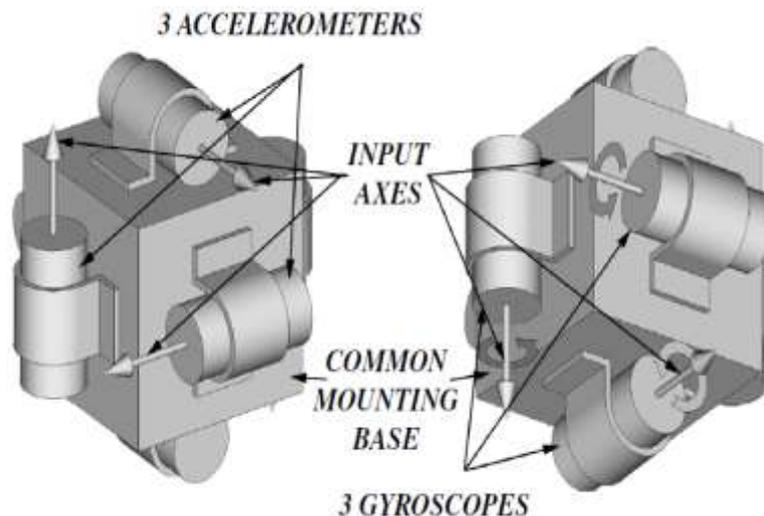


Figura 2.12 – Unidade de Medida Inercial.

Fonte: Grewal (2007)

Por ser um sistema que independe de referências externas, o INS é menos sujeito a algumas limitações do GNSS. Os dados podem ser obtidos e processados dentro do sistema embarcado de forma que, na ausência de falhas, o sistema está menos sujeito a perdas de qualidade ou interrupção do

sinal. O INS possui também, um desempenho bem superior ao GNSS em transientes de altas acelerações.

Por outro lado, a integração das medidas de acelerações ao longo do tempo acarreta um grande aumento da incerteza, pois, juntamente com as medidas, seus erros são também integrados, o que limita o uso de INS para navegação a longas distâncias.

2.6.1. Principais fontes de erro de INS

De acordo com Groves os principais tipos de erros de INS são indicados e suas fontes categorizadas conforme abaixo:

Todos os tipos de acelerômetros e giroscópios exibem *biases*, fator de escala, erros de acoplamento cruzado e ruídos aleatórios em certa extensão. [...] Cada fonte de erro sistemático tem quatro componentes: uma contribuição fixa, uma variação dependente da temperatura, uma variação de operação em operação (*run-to-run*) e uma variação durante a operação (*in-run*). (GROVES, 2008)

Ainda, sobre as fontes de erro:

A contribuição fixa está presente a cada uso do sensor e é corrigida pelo processador da IMU usando dados de calibração obtidos em laboratório. A contribuição dependente da temperatura pode também ser corrigida pela IMU usando dados de calibração obtidos em laboratório. A variação de operação em operação resulta em uma contribuição à fonte de erro que é diferente a cada vez que o sensor é usado, mas permanece constante durante a operação. Esta não pode ser corrigida pelo processador da IMU, mas pode ser calibrada pelo algoritmo de alinhamento do INS ou de integração cada vez que o INS é usado [...]. Finalmente, a contribuição para o erro da variação durante a operação muda lentamente durante o curso da operação. Esta não pode ser corrigida pela IMU ou por processo de alinhamento. Em teoria, esta pode ser corrigida através de integração com outros sensores de navegação, mas isto é difícil de observar na prática. (GROVES, 2008)

Quanto à relevância das fontes de erros, Groves destaca:

[...] as contribuições às fontes de erro calibradas em laboratório, corrigidas dentro da IMU, são negligenciadas, de modo que a performance pós-calibração dos sensores inerciais é que é relevante na determinação da performance do inercial e projeto do sistema de navegação. (GROVES, 2008)

Como o próprio Groves (2008) observa, ainda que as fontes de erro não passíveis de calibração sejam consideradas quase que exclusivamente, há ainda um pequeno erro residual deixado pelo processo de calibração.

O erro de *bias*, segundo Einwoegerer (2009), é medido como uma força específica nos acelerômetros e pode ser modelado como um nível de sinal constante ou que varia de forma linear muito lentamente, independente da existência de sinal de entrada.

Groves (2008) aplica a nomenclatura *bias* não apenas para erros constantes de acelerômetros, mas também de giroscópios. O *bias*, na maioria dos casos, é o termo predominante no erro total de um instrumento inercial.

A componente estática do *bias* compreende a variação *run-to-run* mais erros residuais pós-calibração (GROVES, 2008). A componente dinâmica compreende a variação *in-run* e em geral incorpora erros residuais pós-calibração dependentes da temperatura. A componente dinâmica do *bias* tipicamente corresponde a cerca de 10% da componente estática.

A Tabela 2.3, baseada em Groves (2008), mostra *biases* típicos de diferentes tipos de IMU para diferentes aplicações. O valor de *bias* adotado nas simulações é referente à componente dinâmica do *bias*, ou seja, 10% do valor típico de *bias* de IMU de uso aeronáutico.

Tabela 2.3 – *Bias* típicos de diferentes tipos de IMU.

Tipo de IMU	<i>Bias</i> de acelerômetro (m/s²)	<i>Bias</i> de giroscópio (graus/h)
Marítimo	10 ⁻⁴	0.001
Aeronáutico	3x10 ⁻⁴ a 10 ⁻³	0.01
Tático	10 ⁻² a 10 ⁻¹	1 a 100
Automotivo	Maior que 10 ⁻¹	Maior que 100

Erros de fator de escala envolvem, segundo Groves (2008), um desvio no gradiente entrada-saída do sensor, ao passo que erros de acoplamento cruzado estão relacionados e desalinhamentos de montagem do sensor em relação à referência do corpo. De acordo ainda com Groves (2008), estes erros são adimensionais e tipicamente expressos em ppm (partes por milhão), ou percentagem. Para a maioria dos sensores, os erros de fator de escala e acoplamento cruzado estão entre 0,01 e 0.1%. As principais exceções são os sensores giroscópicos MEMS, para os quais os erros podem chegar a 1% e os sensores giroscópicos do tipo *ring-laser*, que apresentam baixo fator de escala, tipicamente entre 0,001 e 0,01%.

Sensores inerciais apresentam ruídos aleatórios de fontes variadas. Ruído elétrico limita a resolução de sensores inerciais. Há outras fontes de erro, tais como variações de aceleração gravitacional, não linearidades do fator de escala, porém estas não foram incluídas no modelo utilizado neste trabalho.

2.7. Referenciais e Equações de Navegação

2.7.1. Referenciais de Navegação

Dada a definição de navegação apresentada na Seção 2.4, para estabelecer uma posição e velocidade é necessário estabelecer uma referência.

Sistemas de Navegação Inercial, por estarem localizados no corpo que se move, medem acelerações do ponto de vista deste corpo. A constelação

GNSS, por sua vez, utiliza como referencial o planeta Terra. Há ainda de se considerar que para o interesse do operador do sistema, outra referência pode ser conveniente para uma maior eficiência na interpretação do dado de navegação fornecido pelo sistema.

Coordenadas Celestiais são descritas como coordenadas esféricas, referenciadas pelo eixo polar (apontado para o Polo Norte) e o Equinócio Vernal. A partir destas referências são definidos os ângulos de ascensão direita (equivalente ao conceito de longitude, porém medido a partir do Equinócio Vernal) e de declinação (equivalente à latitude). O sistema de coordenadas Inercial Centrado na Terra (doravante ECI – *Earth Centered Fixed*) tem a vantagem de ser considerado quase inercial, porém o Equinócio Vernal se move com a rotação do planeta a uma velocidade de cerca de 15 graus/h (GREWAL, 2007), sendo usado apenas para determinação de órbitas de satélites. Para o usuário é mais conveniente uma referência fixa na Terra (doravante ECEF – *Earth Centered Fixed*). O sistema de coordenadas ECEF é análogo ao ECI, com a diferença de estabelecer o meridiano de Greenwich como referência, ao invés do Equinócio Vernal. Os sistemas ECI e ECEF são mostrados na Figura 2.13.

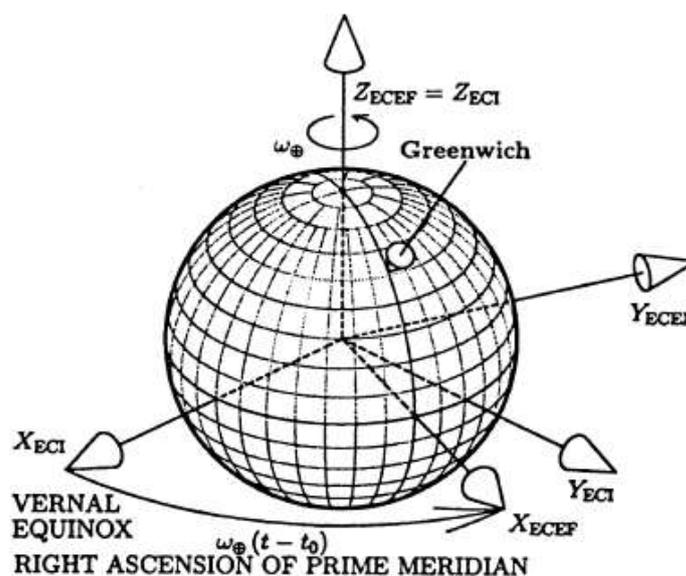


Figura 2.13 – Coordenadas ECI e ECEF.

Fonte: Grewal (2007)

Para o usuário, que geralmente tem por referência a localidade no globo terrestre onde está localizado, o uso de coordenadas referenciadas no plano tangente local pode ser mais conveniente. Um dos tipos de coordenadas utilizado é o Leste-Norte-Zênite (doravante ENU – *East-North-Up*), tal como apresentado na Figura 2.14.

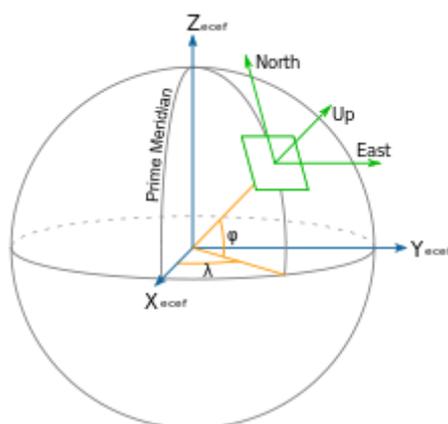


Figura 2.14 – Coordenadas ECEF e ENU.

Fonte: http://en.wikipedia.org/wiki/Axes_conventions

A Figura 2.16 mostra os ângulos de atitude de Euler do movimento de um corpo. Dado que os sistemas inerciais realizam suas medidas de acelerações e velocidades angulares tendo por referência os eixos do corpo (doravante referencial RPY – *Roll-Pitch-Yaw*), estas medidas necessitarão ser convertidas em uma referência de navegação local. Tomando uma aeronave como exemplo, os ângulos de Euler são definidos como:

1. Guinada (*yaw*): É o ângulo definido ao redor do eixo de *yaw*, sendo medido em sentido horário a partir da direção norte. O eixo de *yaw* é o eixo que passa através do plano definido pelo conjunto asa-fuselagem.
2. Arfagem (*pitch*): É o ângulo definido ao redor do eixo que passa ao longo da asa da aeronave, em relação ao plano definido pelos eixos leste e norte do sistema ENU.
3. Rolamento (*roll*): É o ângulo definido ao redor do eixo que passa ao longo da fuselagem da aeronave.

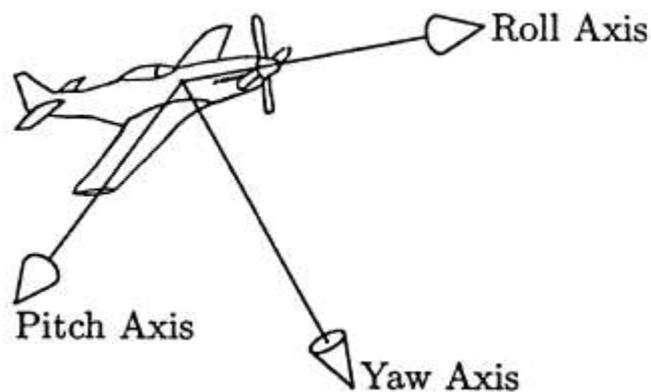


Figura 2.15 – Eixos da aeronave.

Fonte: Grewal (2007)

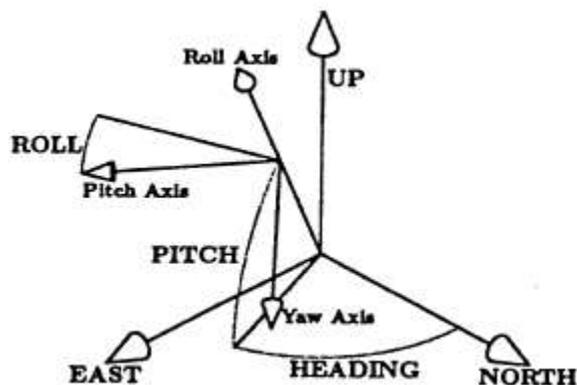


Figura 2.16 – Ângulos de Euler.

Fonte: Grewal (2007)

Nas Seções 2.7.3 e 2.7.4 serão apresentadas as equações de navegação, e quando necessário, as matrizes de conversão de um sistema de coordenadas para outro.

2.7.2. Equações de determinação de posição por GPS

Na determinação de posição com utilização de GPS é utilizada a medida da distância entre o satélite da constelação e o receptor de sinal. Dado que a posição do satélite é conhecida, inicialmente com um número mínimo de três satélites visíveis seria possível determinar a posição do receptor.

Esta determinação leva em conta o tempo que o sinal do satélite leva para percorrer a distância até o receptor. Para uma determinação precisa, o satélite é equipado com precisos e custosos relógios atômicos. Entretanto, os receptores, em geral, são dotados de relógios de baixo custo, de modo que pequenas imprecisões nestes relógios poderiam significar uma imprecisão da ordem de quilômetros. Para tanto, a equação de navegação estima também o erro de relógio do receptor, e desta forma, para uma solução de navegação GPS é necessário um mínimo de quatro satélites.

Desta forma, a equação básica do GPS é:

$$Z_{\rho_i} = \rho_i = \sqrt{(x_i - X)^2 + (y_i - Y)^2 + (z_i - Z)^2} + C_b \quad (2.10)$$

Onde:

- Z_{ρ_i} (ou ρ_i) é a medida da distância entre o i-ésimo satélite visível e o receptor;
- x_i , y_i e z_i são as coordenadas da localização do i-ésimo satélite visível;
- X , Y e Z são as coordenadas da localização do receptor;
- C_b é o erro do relógio de receptor.

Existem alguns métodos para obtenção de posição de receptor, entre eles Trilateração e o Método de Bancroft (1985), sendo este último o utilizado neste trabalho para a obtenção da solução de navegação na integração do tipo *loosely coupled*.

Segundo Grewal (2007), a mensagem de navegação do satélite da constelação GPS é transmitida com a posição do satélite em referencial ECEF. Desta forma, o resultado do cálculo de posição do receptor será fornecido também em referencial ECEF, que deverá ser então convertido para ENU, que é o referencial de navegação utilizado neste trabalho.

2.7.3. Equações dinâmicas de Navegação

As equações dinâmicas de navegação podem ser representadas por variáveis de estado de posição, velocidade e atitude. Erros de medidas de aceleração e de deriva de giroscópios podem também ser modelados como variáveis de estado.

Dado, que o termo navegação, tal como definido na Seção 2.4 refere-se à determinação de velocidade e posição, as variáveis de estado de atitude não entrariam neste escopo. Entretanto, a atitude é necessária para a determinação de posição e velocidade, dado que é utilizada nas equações de conversão de medidas de referencial RPY para os referenciais de navegação, neste caso, ENU. Desta forma, a atitude deve ser estimada como variável de estado, ou diretamente fornecida. Unidades de Medidas Inerciais de baixo custo, em geral fornecem medidas de velocidade angular de giroscópios, que devem ser integradas para a obtenção da atitude, ao passo que Sistemas de Navegação Inercial de aeronaves de Categoria Transporte fornecem medidas de giroscópios e também medidas de atitude, já integradas e estabilizadas, como mostra a especificação do Sistema de Referência Inercial (IRS) Laseref VI, da Honeywell (2012), dentre outros.

As variáveis x , y , z , x' , y' e z' , são, respectivamente, as posições e velocidades ENU.

O equacionamento considera também as correções da aceleração da gravidade local e da aceleração de Coriolis em função da velocidade angular da Terra e da velocidade do corpo, conforme mencionado em Einwoegerer (2009). Desta forma, incluem-se:

1. O termo devido à aceleração da gravidade local, considerando o modelo de gravidade do sistema WGS-84:

$$g(lat) = 9.780327 \left[1 + 0.0053024 \sin^2(lat) + 0.0000058 \sin^2(2lat) \right] \quad (2.11)$$

$$g(lat, h) = g(lat) - \left[3.0877 \times 10^{-6} - 0.0044 \times 10^{-6} \sin^2(lat) \right] h + 0.072 \times 10^{-12} h^2 \quad (2.12)$$

Onde:

- $g(lat)$ é a aceleração da gravidade em função da latitude local, medida em m/s²;
- $g(lat, h)$ é a aceleração da gravidade em função da latitude local e da altitude do corpo onde a medida é realizada, medida em m/s²;
- lat é a latitude local; e
- h é a altitude do corpo onde a medida é realizada, medida em m.

2. O termo de aceleração de Coriolis devido à rotação da Terra:

$$\begin{bmatrix} Coriol_E \\ Coriol_N \\ Coriol_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2\Omega[y\dot{} \sin(lat) - z\dot{} \cos(lat)] \\ -2\Omega x\dot{} \sin(lat) \\ 2\Omega x\dot{} \cos(lat) \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Onde:

- $Coriol_{E, N, U}$ são as acelerações de Coriolis nas direções ENU;
- Ω é a velocidade angular de rotação da Terra; e
- $x\dot{}$, $y\dot{}$ e $z\dot{}$, como já mencionado, são as velocidades do corpo na direções ENU.

3. O termo de aceleração de Coriolis devido ao termo de Schuler:

$$\begin{bmatrix} Schul_E \\ Schul_N \\ Schul_U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x' [y' \tan(lat) - z']}{R_m + h} \\ \frac{-y' z' - x'^2 \tan(lat)}{R_v + h} \\ \frac{x'^2}{R_m + h} - \frac{y'^2}{R_v + h} \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Onde:

- $Schul_{E, N, U}$ são as acelerações de Schuler na direções ENU;
- R_m é o raio terrestre leste; e
- R_v é o raio terrestre norte.
- R_m e R_v são obtidos através das fórmulas:

$$R_m = \frac{R_e}{\sqrt{(1 - e_e^2 \sin^2(lat))}} \quad (2.15)$$

$$R_v = \frac{R_e(1 - e_e^2)}{\sqrt{(1 - e_e^2 \sin^2(lat))^3}} \quad (2.16)$$

Onde:

- R_e é o raio equatorial da Terra;
- e_e é a excentricidade da Terra, obtida através da fórmula:

$$e_e^2 = \frac{1}{298.257223563} \left(2 - \frac{1}{298257223563} \right) \quad (2.17)$$

Desta forma, a partir das equações anteriores, as equações diferenciais do movimento podem ser representadas por:

$$\begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_E \\ a_N \\ a_U \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g(lat, h) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Coriol_E \\ Coriol_N \\ Coriol_U \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Schul_E \\ Schul_N \\ Schul_U \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Os termos $a_{E,N,U}$ se referem às medidas acelerométricas realizadas pelo INS. Estes termos estão na equação acima já convertidos para a referência ENU. As

medidas acelerométricas, entretanto, são originalmente fornecidas na referência do corpo. A conversão é feita da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} a_E \\ a_N \\ a_U \end{bmatrix} = R_{b2n} \left\{ \begin{bmatrix} a_U \\ a_V \\ a_W \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} b_U \\ b_V \\ b_W \end{bmatrix} \right\} \quad (2.19)$$

Onde:

- $a_{U,V,W}$ são as medidas acelerométricas na referência do corpo, respectivamente, nos eixos de *roll* (aceleração longitudinal), *pitch* (aceleração lateral) *roll* e *yaw* (aceleração vertical). Tais componentes podem ser mais bem visualizados na Figura 2.15 e na Figura 2.16.
- $b_{U,V,W}$ são os respectivos *biases* estimados como variáveis de estado durante o processo.
- R_{b2n} é a matriz de conversão da referência RPY do corpo (*body*) para a referência ENU de navegação, dada por:

$$R_{b2n} = \begin{bmatrix} \sin(\psi) \cos(\theta) & \cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\theta) \sin(\phi) \sin(\psi) & \sin(\phi) \cos(\psi) + \cos(\phi) \sin(\psi) \sin(\theta) \\ \cos(\psi) \cos(\theta) & -\cos(\phi) \sin(\psi) + \sin(\phi) \cos(\psi) \sin(\theta) & \sin(\phi) \sin(\psi) + \cos(\phi) \cos(\psi) \sin(\theta) \\ \sin(\theta) & -\sin(\phi) \cos(\theta) & -\cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Onde:

- θ é o ângulo de Euler de *pitch*;
- ϕ é o ângulo de Euler de *roll*;
- ψ é o ângulo de Euler de *yaw*.

Os ângulos de Euler podem ser obtidos através da seguinte equação, como mostra Einwoegerer (2009):

$$\begin{bmatrix} \phi' \\ \theta' \\ \psi' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi) \tan(\theta) & \cos(\phi) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Onde p, q e r são as respectivas velocidades angulares nos eixos do corpo.

O modelo dos giroscópios pode ser refinado, a partir da consideração das taxas de deriva dos giroscópios e da compensação a contribuição da rotação da Terra, conforme abaixo (EINWOEGERER, 2009):

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_{giro} \\ q_{giro} \\ r_{giro} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} b_p \\ b_q \\ b_r \end{bmatrix} - R_{NED2b} \left\{ \begin{bmatrix} \Omega \cos(lat) \\ 0 \\ -\Omega \sin(lat) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{\dot{x}}{R_m + h} \\ -\frac{\dot{y}}{R_v + h} \\ \frac{-\dot{x} \tan(lat)}{R_m + h} \end{bmatrix} \right\} \quad (2.22)$$

Onde:

- p_{giro} , q_{giro} e r_{giro} são as taxas angulares medidas pelos giroscópios;
- $b_{p,q,r}$ são as respectivas taxas de derivas dos giroscópios;
- R_{NED2b} é a matriz de rotação do sistema de referência de navegação NED (*North-East-Down*) para o sistema de referência do corpo (RPY). Dado que neste trabalho a referência utilizada é ENU, a partir da matriz R_{b2n} é possível obter a R_{n2b} (rotação ENU para RPY) e então obter a matriz R_{NED2b} :

$$R_{NED2b} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} R_{b2n}^{-1} \quad (2.23)$$

Os *biases* dos acelerômetros e as derivas dos giroscópios, por sua vez, podem ser modelados da seguinte forma:

$$b_a' = 0 \quad (2.24)$$

$$b_g' = 0$$

(2.25)

Desta forma, caso o modelo considere a estimação dos ângulos de Euler, terá um total de 15 variáveis de estado, ao passo que se for utilizada a atitude fornecida pelo INS, as seis variáveis de estado relacionadas a atitude serão suprimidas do modelo e o modelo terá um total de nove variáveis de estado.

2.7.4. Equações discretizadas de Navegação

Para este trabalho foi utilizado um modelo discretizado de nove variáveis. A dinâmica do sistema considera o INS como fornecedor de dados de aceleração nos três eixos do corpo, além do fornecimento dos ângulos de Euler de atitude. Os erros dos acelerômetros são estimados como variáveis de estado.

O modelo discretizado é da forma:

$$X_k = \varphi_{k,k-1} X_{k-1} + BU_{k-1}$$

(2.26)

Onde:

- $X_k = [x_k \ y_k \ z_k \ x'_k \ y'_k \ z'_k \ bu_k \ bv_k \ bw_k]$ é o vetor de estado que contém as variáveis de posição, velocidade e os *biases* de acelerômetros no instante $t = k \Delta t$, onde Δt é o intervalo entre amostras fornecidas pelo INS;
- $\varphi_{k,k-1}$ é a matriz de transição entre os estados X_{k-1} e X_k . Dado que posição e velocidade são modeladas em referencial ENU e os *biases* são modelados em RPY, a matriz considera também a conversão dos *biases* de RPY para ENU. A matriz de transição, desta forma, é dada por:

$$\varphi_{k,k-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 0 & R_{b_{2n}}(1,1)\frac{(\Delta t)^2}{2} & R_{b_{2n}}(1,2)\frac{(\Delta t)^2}{2} & R_{b_{2n}}(1,3)\frac{(\Delta t)^2}{2} \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & R_{b_{2n}}(2,1)\frac{(\Delta t)^2}{2} & R_{b_{2n}}(2,2)\frac{(\Delta t)^2}{2} & R_{b_{2n}}(2,3)\frac{(\Delta t)^2}{2} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t & R_{b_{2n}}(3,1)\frac{(\Delta t)^2}{2} & R_{b_{2n}}(3,2)\frac{(\Delta t)^2}{2} & R_{b_{2n}}(3,3)\frac{(\Delta t)^2}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & R_{b_{2n}}(1,1)\Delta t & R_{b_{2n}}(1,2)\Delta t & R_{b_{2n}}(1,3)\Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & R_{b_{2n}}(2,1)\Delta t & R_{b_{2n}}(2,2)\Delta t & R_{b_{2n}}(2,3)\Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & R_{b_{2n}}(3,1)\Delta t & R_{b_{2n}}(3,2)\Delta t & R_{b_{2n}}(3,3)\Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

- U é o vetor que adiciona as medidas de acelerações fornecidas pelo INS. Neste trabalho, é suposto que os sensores INS e os receptores de GPS estão localizados todos no CG da aeronave. Não é previsto o equacionamento relativo ao posicionamento destas unidades ao longo da fuselagem. Em caso de estudo ou projeto em uma aeronave real, tal fator necessita ser levado em conta. Dada esta simplificação, a fórmula para adição das acelerações é análoga às Equações (2.18) e (2.19), considerando, porém, que os biases são adicionados no termo de $\varphi_{k,k-1}$:

$$U_{k-1} = R_{b_{2n}} \begin{bmatrix} a_U \\ a_V \\ a_W \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g(lat, h) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Coriol_E \\ Coriol_N \\ Coriol_U \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Schul_E \\ Schul_N \\ Schul_U \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

- B é o termo de adição das medidas, dado por:

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^2}{2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\Delta t^2}{2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\Delta t^2}{2} \\ \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

O modelo acima será utilizado para a integração INS/GPS do tipo *loosely coupled*, conforme definido na Seção 2.8. Para a dinâmica da integração INS/GPS do tipo *tightly coupled*, dado que não é utilizada a solução de navegação completa, mas cada um dos *pseudoranges*, será necessário estimar também o *bias* do relógio do receptor (bc_k). Desta forma, a dinâmica acima será acrescida de mais um estado, cuja dinâmica é discretizada da seguinte forma:

$$bc_k = bc_{k-1} \tag{2.30}$$

2.8. Integração INS/GNSS

A integração INS/GPS tira proveito das virtudes e atenua as deficiências de cada sistema caso fosse utilizado separadamente, tomando proveito da boa precisão do GPS ao longo do tempo e da boa eficiência do INS em transientes e sua maior imunidade a interferências externas (EVANS, 1995). Além disto, as técnicas de integração INS/GNSS são citadas em algumas fontes da literatura (VIEWEG, 1994, GORDON, 1997, LI, 2006, MARQUES FILHO, 2005, MARQUES FILHO; KUGA; RIOS NETO, 2006, XIAO-DONG, 2008, EINWOEGERER, 2009 e FU, 2011, entre outros) como estratégia que visa aumentar a Precisão, Disponibilidade, Continuidade e Integridade de Sistemas de Navegação.

Por estas razões, a integração INS/GNSS foi escolhida como o tipo de implementação que será estudado, no intuito de verificar seu potencial para a extensão do desempenho de Sistemas de Navegação Aeronáutica para atendimento aos requisitos em operações em contextos mais restritivos.

Conforme Grewal:

O processo de desenvolvimento da integração GNSS/INS inclui uma relação de compromisso entre desempenho e custos e isto é fortemente influenciado pela extensão na qual a integração GNSS/INS requer algumas modificações nos trabalhos internos do receptor GNSS ou INS. Os termos “fracamente acoplado” e “fortemente acoplado” são usados para descrever este atributo do problema. (GREWAL, 2007)

A integração do tipo fracamente acoplada (*loosely coupled*) é em geral mais simples. Este termo em geral se aplica quando a solução de navegação provida pelo GNSS é usada integrada com a saída de navegação do INS.

A integração do tipo fortemente acoplada (*tightly coupled*) pode envolver o uso de *pseudoranges* do GNSS ao invés da solução de navegação e pode usar também dados brutos do INS. Na verdade, há mais de um tipo de integração fortemente acoplada. A Figura 2.17 mostra um exemplo, onde o INS prediz os *pseudoranges* que são então comparados com os *pseudoranges* providos pelos satélites visíveis da constelação GNSS e o erro é utilizado na correção do filtro. Neste trabalho é utilizado um tipo de integração *tightly coupled* semelhante, onde os *pseudoranges* preditos pelo INS são comparados com os *pseudoranges* medidos pelo GPS, onde o resíduo é utilizado na correção do estado, que neste caso é definido pelas posições e velocidades ENU e pelos *biases* de acelerômetros RPY.

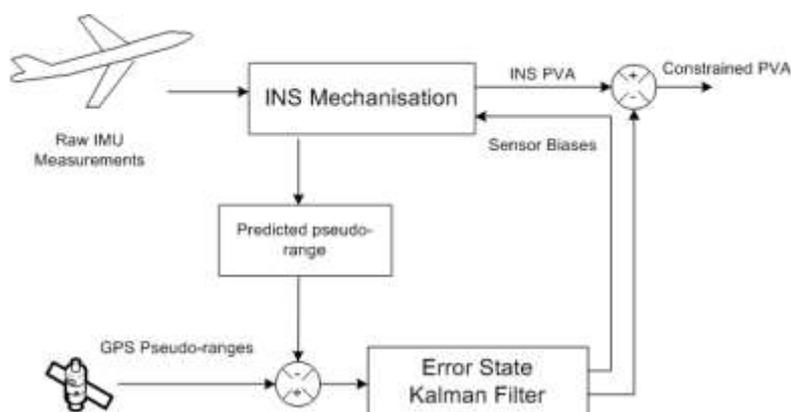


Figura 2.17 – Integração INS/GNSS fortemente acoplada.

Fonte: George and Sukkarieh (2005)

Na verdade, não há uma fronteira precisa que defina quando um sistema é fracamente ou fortemente acoplado. A Figura 2.18 apresenta algumas características que definem o nível de acoplamento entre o GNSS e o INS.

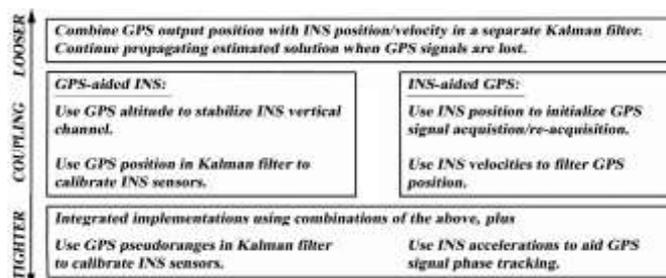


Figura 2.18 – Integração INS/GNSS fracamente acoplada versus fortemente acoplada.

Fonte: Grewal (2007)

Neste trabalho foram realizadas simulações com integração INS/GPS dos tipos fracamente e fortemente acoplada e seus resultados são discutidos em termos das Medidas de Efetividade mencionadas na Seção 2.3 deste trabalho.

2.9. Filtro de Kalman

Para prover a integração entre o GPS e o INS, foi proposto o uso de filtro de Kalman. Em um filtro de Kalman, um estado é definido como uma variável gaussiana, contendo um vetor de estados X , representando a média, e uma matriz P de covariâncias (GELB, 2001).

Os filtros de Kalman realizam duas operações: Propagação e Correção (GELB, 2001). Para estas operações, os principais tipos de filtro de Kalman são: contínuo-contínuo, contínuo-discreto e discreto-discreto.

Há também filtros de Kalman do tipo linear ou não linear.

Para este trabalho, foi utilizado um filtro de Kalman do tipo discreto-discreto. Apesar das equações de navegação não serem lineares, tal como apresentado na Seção 2.7.3, ao discretizar as equações, tal como apresentado na Seção 2.7.4, o sistema adquire características que permitem que seja, em alguns casos, tratado como linear.

Desta forma, a dinâmica do sistema pode ser representada da seguinte forma:

$$X_k = \varphi_{k,k-1} X_{k-1} + G \omega_{k-1} \quad (2.31)$$

$$Y_k = h_k(X_k) + v_k \quad (2.32)$$

Onde:

- X_k e $\varphi_{k,k-1}$ são definidos tal já apresentado na Seção 2.7.4.
- $G\omega_{k-1}$ é um parâmetro de adição de ruídos e incertezas no modelo, sendo ω_{k-1} modelado como uma sequência branca normal com média zero e covariância Q , ou seja, $N(0, Q)$;
- v_k é um parâmetro de adição de erro nas medidas, sendo modelado como uma sequência branca normal com média zero e covariância R , ou seja, $N(0, R)$.
- $h_k (X_k)$ é a equação que correlaciona a medida Y_k ao estado X_k .

As operações de Propagação e Correção são realizadas sobre o vetor de estados e sobre a matriz de covariâncias. Em um filtro de Kalman discreto-discreto e considerando que a taxa de amostragem dos sistemas inerciais é maior que a taxa de amostragem do GPS, o filtro de Kalman executa alguns ciclos de Propagação até que um dado de GPS esteja disponível para que seja realizado o Ciclo de Correção.

Os Ciclos de Propagação são realizados da seguinte forma (KUGA, 2011; MARQUES FILHO, 2005):

Para o vetor de estados:

$$X_k = \varphi_{k,k-1}X_{k-1} + BU_{k-1} \quad (2.33)$$

Para a matriz de covariâncias:

$$P_k = \varphi_{k,k-1}P_{k-1}\varphi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1}Q_{k-1}\Gamma_{k-1}^T \quad (2.34)$$

Onde:

- P_{k-1} é a covariância das variáveis de estado no instante $t = k \Delta t$, onde Δt é o intervalo entre amostras fornecidas pelo INS. A covariância é dada (EINWOEGERER, 2009) baseada na incerteza dos estados
- O termo $\Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T$ é baseado em $G_{\omega_{k-1}}$ e é referente a ruído e incertezas de modelo.

O Ciclo de Correção é composto das seguintes etapas (MARQUES FILHO, 2005):

- Cálculo do ganho K_k :

$$K_k = P_k H_k^T (H_k P_k H_k^T + R_k)^{-1} \quad (2.35)$$

$$H_k = \left[\frac{\partial h_{t=k\Delta t}}{\partial x} \right]_{t=k\Delta t} \quad (2.36)$$

- Correção da Matriz de Covariâncias:

$$P_{k(\text{corrigido})} = (I - K_k H_k) P_{k(\text{propagado})} \quad (2.37)$$

- Correção da Matriz de Estados:

$$X_{k(\text{corrigido})} = X_{k(\text{propagado})} + K_k Re_k \quad (2.38)$$

$$Re_k = y_k - h_k(X_{k(\text{propagado})}) \quad (2.39)$$

Onde:

- R_k e a medida das incertezas dos dados de GPS medidos;
- Re_k é o resíduo, ou seja, a diferença a função h_k dos dados propagados e os dados medidos.

3. FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E ABORDAGENS PARA SUA SOLUÇÃO.

3.1. Formulação do Problema

Este trabalho se situa no contexto de uso e extensão de sistemas de navegação no contexto CNS-ATM. Tal uso implica o atendimento a requisitos relacionados a atributos do sistema.

Um destes atributos é a Precisão. O incremento das operações no contexto CNS-ATM tem implicado exigências cada vez maiores aos sistemas de navegação, em termos de Precisão. Tais exigências ocorrem, sobretudo em operações de aproximação de pista para pouso de aeronaves.

Outros atributos são a Confiabilidade, a Disponibilidade e a Continuidade. A extensão das operações CNS-ATM tem elevado os níveis de criticalidade para eventos tais como perda da capacidade de navegação. Sistemas de navegação baseados apenas em sensores GNSS, por sua vez, são sujeitos a perdas de informação de navegação, seja por falha de satélites, seja por bloqueios ao sinal por terreno ou obstáculos, ou ainda por interferências que podem ter origem acidental ou ilícita. É necessário que, em caso de perda parcial ou total do sinal de GPS, a navegação possa continuar, de forma a concluir a operação iniciada, ou ao menos extrair de forma segura a aeronave do cenário da operação.

Portanto, este trabalho procura trazer contribuição para a discussão dos seguintes tópicos:

- Apresentação de desafios em termos de Concepção, Desenvolvimento, Certificação e Operação de Sistemas de Navegação Aeronáutica para uso no contexto de CNS-ATM e as vantagens do uso de uma abordagem baseada em Engenharia de Sistemas para melhor lidar com tais desafios.
- Simulação de técnicas de integração de INS com GNSS e apresentação de resultados que permitam comprovar ou indicar benefícios que podem

ser obtidos em termos de Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade e Continuidade a partir das técnicas de integração INS/GNSS simuladas, bem como comparar as técnicas apresentadas.

3.2. Abordagens para sua solução

Para este trabalho foram realizadas as seguintes atividades:

- Breve análise de sistemas de navegação dentro da abordagem de Engenharia de Sistemas, por se considerar esta uma abordagem adequada à complexidade e aos desafios crescentes nesta área. Esta análise se encontra na Seção 4.1.
- Simular casos de integração, conforme a Tabela 3.1. Os casos envolvem o uso de dois tipos de integração INS/GPS, conforme explicado na Seção 2.8 e são simulados em um cenário dentro do contexto de CNS-ATM. São abordados: casos de funcionamento normal, que será considerado quando estão disponíveis ao menos os quatro satélites visíveis (SVs) necessários à solução de navegação; e casos de perda de um até os quatro satélites cujas medidas são utilizadas na integração INS/GNSS. Para cada um dos casos será plotada a diferença entre a posição estimada e a posição real, além de medida a precisão na determinação de posicionamento por meio da covariância estimada. Este item está desenvolvido na Seção 4.2.

Tabela 3.1 – Casos de teste de integração INS/GPS.

Caso	Tipo de Integração	Circunstância
1	INS/GPS <i>Loosely Coupled</i>	Normal
2	INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	Normal
3	INS/GPS <i>Loosely Coupled</i>	Perda total de GPS por 1 minuto
4	INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	Perda total de GPS por 1 minuto
5	INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	Perda do SV1 por 1 minuto
6	INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	Perda do SV2 por 1 minuto
7	INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	Perda do SV3 por 1 minuto
8	INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	Perda do SV4 por 1 minuto
9	INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	Perda de 2 SVs (pior caso) de GPS por 1 minuto
10	INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	Perda de 3 SVs (pior caso) de GPS por 1 minuto

4. DESENVOLVIMENTO

4.1. Engenharia de Requisitos e Engenharia de Sistemas no Contexto de CNS-ATM

4.1.1. Vantagens do uso da Engenharia de Requisitos no desenvolvimento e certificação de Sistemas CNS-ATM

Como foi brevemente apresentado na Seção 2.1, o CNS-ATM apresenta bastante potencial. A evolução dos sistemas de Comunicação, Navegação e Monitoramento tem demandado esforço das autoridades de Certificação Aeronáutica em estabelecer requisitos que promovam a segurança da Aviação Civil em um nível, no mínimo, equivalente ao atual, sem, contudo desprezar a oportunidade que o CNS-ATM apresenta de proporcionar um passo adiante também no aspecto de segurança de voo.

Um passo inicial envolveu uma mudança de paradigma na definição de requisitos, que deixaram de ser definidos baseados em equipamentos (*sensor-based*) para serem baseados em desempenho (*performance-based*). Esta mudança de abordagem por um lado permitiu uma definição mais objetiva e de alto nível dos requisitos, explicitando os requisitos em termos das necessidades operacionais; e, com isso, permitindo uma maior flexibilidade da indústria na proposição de soluções que atendam aos requisitos. Por outro lado, a consolidação desta mentalidade junto à Comunidade de Aviação Civil leva algum tempo, além de implicar uma demanda de atualização da base de requisitos aplicáveis para Certificação de Aeronavegabilidade e, em especial, dos seus meios de cumprimento (*Means of Compliance – MOC*).

Hoje, os principais documentos utilizados para balizar as atividades de Certificação de Aeronavegabilidade de Sistemas CNS-ATM são:

1. ICAO doc. 9613: Emitido em 2008, estabelece o conceito de Navegação Baseada em Desempenho (*Performance Based Navigation - PBN*) sendo utilizado como base nos regulamentos dos Estados signatários da

Organização Internacional de Aviação Civil (*International Civil Aviation Organization - ICAO*).

2. AC 20-138: MOC estabelecido pela FAA para fins de Navegação Aeronáutica. Da sua revisão A para a revisão B, emitida em 2010, apresenta uma significativa evolução, tendo sido agregados sob seu escopo vários sistemas que atendem a denominação CNS-ATM. A revisão C, emitida em 2012 traz melhorias em relação à revisão B.
3. AC 20-165: MOC estabelecido pela FAA para o Sistema Automático de Monitoramento Dependente de Radiodifusão (*Automatic Dependent Surveillance – Broadcast – ADS-B*), emitido em 2010. A revisão A, emitida em 2012 traz melhorias em relação à revisão original.
4. AC 20-140: MOC estabelecido pela FAA para o enlace de dados (*Data-link*) de comunicação de tráfego aéreo, conceito que será fundamental para o CNS-ATM, em especial no seu *Far-Term*. Foi emitido em 2010. Este documento foi atualizado em 2012, na sua revisão A.

Além destes documentos, os processos de Certificação de Aeronavegabilidade de Sistemas CNS-ATM utilizam Ordens Técnicas Padrão (*Technical Standard Orders – TSO*), para a certificação de equipamentos.

Os processos de Certificação de Aeronavegabilidade podem ainda conter documentos complementares à base de requisitos, que representem Condições Especiais, Níveis Equivalentes de Segurança, Isenções e Métodos Alternativos de Cumprimento. Estes documentos são denominados como: 1) Ficha de Controle de Assuntos Relevantes (FCAR), no âmbito da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC); 2) *Issue Paper* (IP), no âmbito da FAA; e 3) *Certification Review Items* (CRI), no âmbito da Agência Europeia de Segurança Aeronáutica (*European Aviation Safety Agency – EASA*). Estes documentos são utilizados em geral para:

1. Sistemas novos, com características pouco usuais, em complemento à base de certificação vigente;
2. Sistemas que não atendam à base vigente, mas que pleiteiem a certificação por meio de nível equivalente de segurança ou isenção; e

3. Propostas de cumprir os requisitos de uma forma diversa do proposto nos MOCs.

A emissão destes documentos é, em vários casos, um indicativo da evolução na concepção de sistemas, na base de requisitos e/ou nos MOCs.

Observa-se acima que vários dos MOCs utilizados nos processos de Certificação de Aeronavegabilidade de Sistemas CNS-ATM são de emissão ou revisão recente. Também tem sido comum a emissão dos documentos complementares descritos acima. Estes fenômenos evidenciam que a certificação de tais sistemas ocorre em uma base que se encontra em evolução. Isto é de se esperar em se tratando de um processo que:

1. Envolve mudança de paradigmas;
2. Encontra-se ainda em andamento; e
3. Tem demandado considerável esforço em termos de organização de grupos e comitês para elaboração e revisão dos requisitos.

Tal fato, ainda que seja provocado em grande parte pela evolução da indústria na apresentação de soluções, acaba por perturbar um ambiente de maior estabilidade regulatória (RTCA, 2009), que seria um fator incentivador da implementação do CNS-ATM.

4.1.2. Implicações da Evolução dos Requisitos no Contexto de CNS-ATM

A execução do ciclo de desenvolvimento de um sistema em um ambiente de requisitos em evolução demanda constante atualização e agrega riscos. Dentre os principais riscos, pode-se citar, em ordem crescente de potencial de impacto:

1. Requisito novo, atendido pelo sistema, há artefato de demonstração, porém não se encontra evidenciado na documentação: baixo impacto, resultando em revisão da documentação apresentada à autoridade de certificação.

2. Requisito novo, atendido pelo sistema, porém sem artefato de demonstração: impacto médio, implicando a geração de artefato que evidencie o cumprimento dos requisitos.
3. Requisito novo, atendível pelo sistema mediante modificações: impacto alto, implicando a redefinição do sistema em termos de seus requisitos, acarretando alto custo para o desenvolvedor.
4. Requisito novo, não atendível pelo sistema nem mediante modificações: impacto altíssimo, com risco de inviabilização do uso do sistema no médio prazo.

Convém discorrer acerca do significado da expressão "requisito novo". Nesta abordagem, o termo está diretamente ligado às revisões ocorridas: 1) nos documentos utilizados para balizar a Certificação de Aeronavegabilidade; e 2) nos novos documentos gerados. Contudo, é necessário analisar o que significa um "requisito novo" em termos de sua origem:

1. Novos requisitos oriundos de novas necessidades das operadoras de aeronaves.
2. Novos requisitos elaborados pelas autoridades certificadoras em resposta à evolução do estado-da-arte na Engenharia.
3. Novos requisitos elaborados pelas autoridades certificadoras oriundos de itens de preocupação percebidos à medida que a compreensão do sistema evolui.
4. Novos requisitos oriundos de mudança de tipo ou cenário de operação.

Uma efetiva redução dos riscos e impactos relacionados a uma evolução na base de requisitos aplicáveis pode ser alcançada mediante a capacidade do desenvolvedor do sistema de previamente elicitar tais requisitos.

4.1.3. Etapas de um Processo de Engenharia de Requisitos e Engenharia de Sistemas no Contexto de CNS-ATM

Considerando o Ciclo de Vida de um produto, tal como já discutido na Seção 2.2, a fase inicial consiste na definição da missão do produto. Desta forma, fica estabelecida a missão:

“Fornecer informações de posição e velocidade para uso em aeronave de categoria transporte para atendimento ao plano de voo”.

Esta definição atende inicialmente a definição do que é um sistema de navegação. Além disto, esta definição envolve alguns pontos que necessitarão de um refinamento, no intuito de melhor entender o tipo de sistema que deverá ser desenvolvido:

- Uma vez definido que se trata de aeronave Categoria Transporte, é necessário verificar as implicações desta expressão, entre elas, atendimento aos requisitos de certificação aplicáveis a tais aeronaves.
- A expressão “atendimento ao plano de voo” implica conhecer os tipos de operações e o contexto em que serão executadas, o que pode implicar em requisitos adicionais.
- A declaração de missão é uma descrição resumida, não tratando de vários outros interesses e requisitos decorrentes destes que podem afetar o sistema.

Feita de definição da missão, uma etapa seguinte consiste na análise dos interessados (*stakeholders*) e seus interesses. Tal análise pode ser feita para cada fase do ciclo de vida e considerando não apenas o produto, mas também a organização que lida com o produto em cada uma das suas fases no seu Ciclo de Vida. Quanto maior a abrangência e cobertura desta análise, melhor a identificação dos interesses e a determinação dos requisitos associados a estes.

Na Figura 4.1 é apresentado um levantamento, ainda que não exaustivo, de *stakeholders* e seus interesses. Este diagrama analisa a fase de Operação do Produto.



Figura 4.1 - Stakeholders e seus interesses.

Fonte: Adaptada de Loreiro et al. (2010)

Como pode ser observado, o produto deverá operar em um cenário onde vários interesses são apresentados. Alguns interesses envolvem a capacidade de realizar determinadas operações, que acarretem aumento da eficiência com que o sistema é utilizado. Dentro do contexto de CNS-ATM, podem ser citados alguns interesses que apresentam certo nível de complementaridade:

- Passageiros, Operadores Aéreos e tripulações estão interessados em que operação seja realizada no menor tempo possível.
- Passageiros, Operadores Aéreos e tripulações estão interessados em que não ocorram desvios de destino devido a limitações climáticas no aeroporto de destino.
- Passageiros e Operadores Aéreos estão interessados em um menor custo das operações.
- Agências Ambientais e os moradores das vizinhanças dos aeroportos estão interessados em que a aeronave percorra um caminho em voo tal que cause um nível de ruído menor.

- Operadores do Controle de Tráfego Aéreo estão interessados em informações de posição da aeronave que sejam mais precisas.
- A preocupação com a Segurança Operacional é generalizada, envolvendo vários *stakeholders*.

As Autoridades de Aviação dos estados estão interessadas em que sejam cumpridos os requisitos, que intentam estabelecer um nível mínimo aceitável de Segurança Operacional.

Decorrente destes e de vários outros interesses, deve ser feito um esforço de elicitación, ou seja, de transformação destes interesses e necessidades em um grupo de requisitos que expressem tecnicamente o que deve ser feito. Estes requisitos, descritos ainda no domínio do problema, serão objeto de análise, para que se busque a melhor solução, que será definida em termos de uma especificação, que se situa no domínio da solução. Esta é uma discussão bastante ampla e para casos complexos, tais como este, é geralmente discutida em fóruns amplos, com participação de várias organizações estatais e privadas.

Procedimentos operacionais definidos em termos de RNP (*Required Navigation Performance*) foram propostos e elaborados em resposta a tais necessidades. Conforme já exposto na Seção 2.1, algumas destas necessidades têm sido atendidas por tais procedimentos.

À medida, entretanto, que para um melhor atendimento destas necessidades, é necessário estender a capacidade de operação para cenários em que maior precisão de navegação seja requerida para aumentar a acessibilidade em aeroportos, inclusive em locais com topologia mais acidentada, aumentam os desafios para que tais expectativas possam ser atendidas, sem sacrificar a Segurança Operacional.

A Figura 4.2, extraída da FAA Order 8260.58, exemplifica um cenário operacional possível para operações de RNP AR (*Required Navigation Performance - Authorization Required*), que é um tipo de operação que já é praticado dentro do escopo de CNS-ATM. Um dos impactos da inserção desta

operação foi elevar a criticalidade de eventos de perda de informação de navegação de *major* para *hazardous* (AC 20-138C, 2012). Futuros desenvolvimentos poderão permitir operações em contexto até mais restritivos, com possibilidade de maior elevação dos níveis de criticalidade associados às operações em contexto CNS-ATM.

O cenário operacional apresentado traz implicações em termos dos atributos de Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade, Continuidade e Integridade.

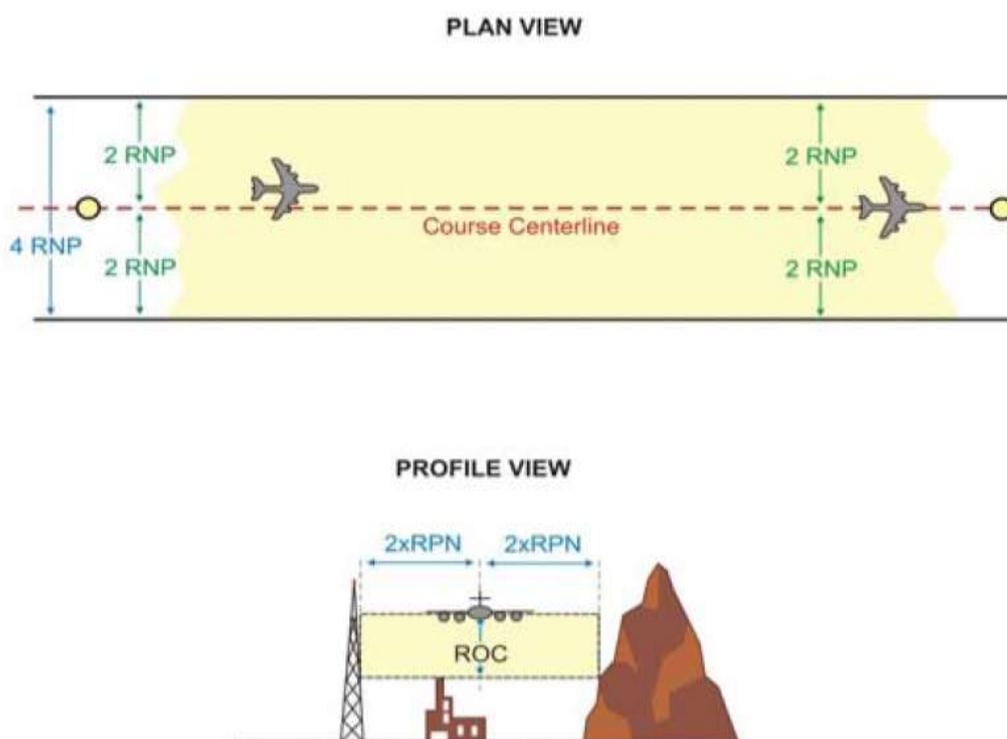


Figura 4.2 - Proximidade de obstáculos em cenário operacional RNP AR.

Fonte: FAA (2012)

Em resposta a estas necessidades são propostas arquiteturas de sistemas de navegação.

Uma análise de Contexto Funcional do Sistema proporciona uma maior visibilidade das implicações de tal cenário operacional na definição de requisitos e criticalidades associadas. Esta análise, tal como exemplificado na Figura 4.3, identifica os fluxos que o sistema troca com suas interfaces durante a operação, em termos de Fluxos de Material, Informação e Energia.



Figura 4.3 - Contexto funcional do sistema em operação.

Fonte: Adaptado de Loureiro et al. (2010)

Dentro deste contexto de sistema e considerando o escopo deste trabalho, será abordada a função de Navegação, ou seja, determinação de posição e velocidade. Neste caso, são destacadas as informações provenientes das antenas de GPS e dos Sensores Inerciais. Portanto, os sinais provenientes destes deverão ser avaliados frente às exigências relacionadas a determinada operação dentro do contexto de CNS-ATM.

Acrescente-se a isto que, conforme já exposto na Seção 2.5.1, o GPS é composto dos segmentos de Controle, Espacial e Usuário. Dentre estes, apenas o segmento de usuário (receptor) é passível de seleção ou modificação nas etapas de desenvolvimento do sistema. Contudo, os demais segmentos não podem ser negligenciados nas etapas de desenvolvimento do sistema, pois também podem afetar o sistema em termos dos atributos de Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade, Continuidade e Integridade. No caso dos sistemas inerciais, que possuem pouca dependência de informações externas, estes por sua vez, podem ser abordados integralmente dentro do escopo do desenvolvimento do sistema.

4.1.4. Definição de Medidas de Efetividade e Métricas

Tendo sido abordadas algumas etapas de um processo de Engenharia de Sistemas na Seção 4.1.3, foram identificados alguns *stakeholders* e alguns de seus interesses/necessidades, foi apontado um cenário operacional e foram identificados alguns componentes responsáveis pela função de navegação nos diagramas de contexto.

Atributos de um sistema de navegação tais como Precisão, Confiabilidade, Disponibilidade, Continuidade e Integridade são de fundamental importância para o atendimento dos interesses/necessidades dos *stakeholders* dentro do contexto operacional apresentado. Eles são medidos por Medidas de Efetividade (MOEs) a serem definidas em cada contexto. Neste trabalho, os usos de GPS, do Sistema Inercial e da integração destes serão avaliados em relação aos atributos de Precisão, Confiabilidade e Disponibilidade/Continuidade.

Tais atributos estão diretamente ligados à percepção, por parte de vários *stakeholders*, de atendimento aos seus interesses no sistema, como por exemplo:

- Uma maior Precisão favorece o acesso da aeronave às melhores e mais rápidas opções de rotas de navegação, resultando em viagens mais rápidas, seguras e com menor consumo de combustível. Isto favorece passageiros, tripulações, companhias aéreas, Controles de Tráfego Aéreo e Agências Ambientais.
- Aumentos de Confiabilidade, Disponibilidade e Continuidade tendem a reduzir eventos de interrupção da navegação, com necessidade de mudança de rota ou de destino. Isto evita eventos que acarretem perdas de margem de segurança operacional, aumento dos custos operacionais e emissões ou inconvenientes no planejamento de voos. Desta forma, passageiros, tripulações, companhias aéreas, Controle de Tráfego Aéreo e Agências Ambientais.

- O atendimento a estes atributos está diretamente ligado a itens críticos relacionados à satisfação de alguns dos mais importantes *stakeholders* do sistema, de modo que é interesse também da organização de desenvolvimento do sistema acompanhar o atendimento destes atributos.
- As autoridades de certificação operacional e de aeronavegabilidade, sendo organizações de Estado, representantes de assuntos relacionados à segurança operacional e ao bom funcionamento da atividade econômica relacionada ao uso de aeronaves, têm também interesse nestes atributos.

Para o atributo de Precisão, será utilizada como métrica a covariância da medida da posição lateral, como já exposto na Seção 2.3.1.

Os atributos de Confiabilidade e Disponibilidade/Continuidade não poderão ser avaliados diretamente, dado que este trabalho não aborda as probabilidades de falhas de componentes do sistema de navegação. Nas Seções 2.3.2, 2.3.3 e 2.3.4, tais atributos são definidos como “probabilidades”, de modo que métrica aceitável para estes atributos implicaria necessariamente em uma avaliação estatística mais profunda, que fornecesse indicativos que as probabilidades de falhas foram diminuídas. Além disto, ao se integrar INS e GPS, há o benefício de se permitir a continuidade da navegação em caso de perda do GPS, porém a integração dos sinais acrescenta modos de falha que devem ser levados em conta para que se obtenha uma avaliação conclusiva. É possível, entretanto, obter indicativos de benefícios relacionados estes atributos que afetam a operação segura. Para tanto, serão levados em conta dois cenários indesejáveis, de forma a verificar e comparar os benefícios da adoção de técnicas de integração INS/GPS:

- Cenário de Falhas 1: Perda total de informações de navegação: De acordo com a FAA AC 20-138C (FAA, 2012), esta condição é classificada como perigosa (*Hazardous*) para operações RNP AR com RNP entre 0.3 milhas náuticas e 0.1 milhas náuticas. Este caso consiste da perda total da informação de navegação, ou da degradação de sua

precisão a um ponto em não possua mais um nível de confiança adequado para a execução de determinada missão/operação, ou para a extração segura da aeronave.

- Cenário de Falhas 2: Perda parcial de informações de navegação: Este caso é análogo ao anterior, porém sua criticalidade é atenuada pelo fato de implicar uma perda parcial de informações de navegação, ou a degradação de sua precisão a um ponto em não possua mais um nível de confiança adequado para a execução de determinada missão/operação, porém seja possível a extração segura da aeronave.

As árvores de falhas para estas condições incluem uma série de eventos, porém neste trabalho o evento a ser considerado é o de perda total ou parcial dos dados de navegação de GPS. Para fins de comparação entre os casos, foi definido um cenário hipotético de RNP AR de 0.1 milhas náuticas com um procedimento alternativo de arremetida com precisão de 0.3 milhas náuticas, que é um caso representativo de algumas operações realizadas na atualidade.

Portanto, as seguintes métricas serão adotadas para avaliar os benefícios que as técnicas de integração podem trazer:

- A manutenção de uma informação de posição da aeronave que possua precisão suficiente para continuar a operação (0,1 nm) ou realizar uma extração segura da aeronave (0,3 a 1,0 nm), para os casos 3 a 10 de perda total ou parcial de GPS com duração de 1 minuto.
- A manutenção de uma informação de posição da aeronave que possua precisão suficiente para continuar a operação (0,1 nm), para os casos 3 a 10 de perda total ou parcial de GPS com duração de 1 minuto.

A precisão suficiente será definida de acordo com a AC 20-138C (2012), que, para a operação RNP AR, define:

- 95% de probabilidade de manutenção da aeronave no intervalo de RNP;
- Probabilidade de 10^{-7} de exceder o limite de duas vezes o valor de RNP (*containment*).

Para tais casos será verificado:

- Se o aumento da covariância causa o excedimento dos limites de RNP ou *containment*.
- Em caso positivo, as técnicas de integração INS/GPS serão comparadas em termos de se obter um maior tempo com o dado de navegação com precisão adequada, ou seja, sem exceder os limites de RNP ou *containment*.

Tais requisitos levam em conta o Erro Total de Sistema, do qual o Erro de Sistema de Navegação faz parte. Dentro do escopo deste trabalho, apenas as incertezas do Sistema de Navegação são discutidas, de modo que estes resultados não podem ser considerados conclusivos quanto ao cumprimento da totalidade dos requisitos de alguma operação dentro do contexto CNS-ATM.

Na próxima Seção será apresentado um trabalho de modelagem e simulação onde serão comparados dois tipos de integração INS/GPS no intuito de verificar se trazem benefícios em termos de algumas medidas de efetividade.

4.2. Modelagem e Simulação de Sistema de Navegação

Nesta Seção é apresentado um trabalho de modelagem e simulação de sistemas de navegação para uso em cenários de CNS-ATM.

Foram modelados e simulados três tipos de implementações de sistemas de navegação:

- Sistema com uso de dados de navegação baseados em GPS;
- Sistema com dados de navegação baseados em acoplamento fraco de GPS com INS (*loose coupling*);
- Sistema com dados de navegação baseados em acoplamento forte de GPS com INS (*tight coupling*).

Foi estabelecido um cenário de operação relacionado a CNS-ATM e foi estabelecida uma trajetória de uma aeronave. Uma vez estabelecida a trajetória, foram simuladas as variáveis de estado usando cada uma das técnicas de navegação e seus resultados são então comparados e discutidos.

4.2.1. Objetivos da Modelagem e Simulação

O objetivo das atividades de modelagem e simulação consiste em prover dados que substanciem uma discussão relacionada ao desempenho do sistema de navegação. Tal como já mencionado na Seção 2.3.1, o foco está na magnitude do erro do sistema de navegação (vide Figura 2.8), de forma que assuntos relacionados à integridade de base de dados, qualidade de voo da aeronave e desempenho da tripulação em manter a aeronave na trajetória não são objeto deste trabalho.

Os seguintes dados serão observados nos dados de simulação e utilizados nas discussões:

- Precisão do sistema em operação normal;
- Precisão do sistema em caso de perda total ou parcial de GPS;
- Presença de indicativo de nível de incerteza relacionada ao dado de navegação.

4.2.2. Definição do Cenário

Como parte da atividade de geração e análise de dados, a primeira etapa consistiu no estabelecimento de um Cenário Normal (0).

Considerando o uso de GPS em aviação e a possível necessidade de refinar seus dados, um dos cenários mais representativos são os procedimentos do tipo RNP AR (*Required Navigation Performance – Authorization Required*) para aproximação de aeródromo. Os principais documentos que definem este tipo de operação são: FAA AC 20-138C , ICAO doc 9613, FAA Order 8260.58. Tal escolha é motivada pelas seguintes razões:

- Procedimentos de pouso e decolagem constam entre os maiores desafios à extensão do CNS-ATM, de modo que a escolha de simulação de um procedimento de aproximação para pouso se justifica neste contexto.
- É um procedimento de aproximação para pouso com requisito de desempenho de manutenção da trajetória da aeronave dentro de intervalos laterais que chegam a 0,1 milhas náuticas, estando entre as operações demandantes dentro do contexto de CNS-ATM.
- Apresenta os maiores níveis de criticalidade para falha dentre as operações atualmente executadas dentro do contexto de CNS-ATM.
- Por ser um tipo de operação possível de ser executada em áreas de topologia difícil, pode envolver uma menor disponibilidade de satélites visíveis da constelação GPS e ainda estar sujeita a uma geometria menos favorável destes satélites, o que pode afetar diretamente os atributos de disponibilidade e precisão.
- É uma operação sujeita a extensão, com possível adoção no futuro de intervalos laterais menores que 0,1 milhas náuticas, à medida que sejam disponibilizados sistemas de navegação que atendam os requisitos necessários para tal.

O Cenário Normal (0). escolhido acarreta as seguintes implicações:

- Trata-se de uma operação demandante tanto para a navegação lateral, quanto vertical, porém a navegação vertical utiliza recursos do sistema anemométrico da aeronave (baro-altitude, frequentemente com compensação de temperatura), que é um assunto fora do escopo deste trabalho; portanto, maior ênfase será dada ao desempenho da navegação lateral.
- Por ser um tipo de operação cuja necessidade é, em muitos casos, decorrente da necessidade de maior precisão em aproximações em

áreas montanhosas, ou com obstáculos, um ângulo de mascaramento dos satélites de GPS deve ser considerado.

- Conforme consta na AC 20-138C (FAA, 2012), em seu item A2-5.a, não é aceitável a perda de dados de navegação durante operações RNP AR causadas por uma falha simples (*single point of failure*). Tal requisito impede o uso de sistemas de navegação baseados unicamente em GPS. Ademais, uma solução típica para este problema consiste em sistemas que utilizem o INS em caso de perda do GPS, o que aponta para o uso de integração INS/GPS.

4.2.3. Considerações sobre a metodologia utilizada

Os dados de INS e GPS neste trabalho foram simulados, de forma a descrever uma trajetória típica de aproximação para pouso, dentro do contexto especificado.

A trajetória simulada consistiu em uma descida em linha reta através de uma rampa com inclinação de 3 graus.

Um trecho com 4 minutos de duração é simulado. A simulação é iniciada com os seguintes valores:

- Valores considerados típicos para a operação de uma aeronave bimotor tipo *turbofan* em uma rampa de descida de 3 graus:
 - $x' = 70$ m/s: aeronave com velocidade em relação ao solo de 136 kt (nós);
 - $z' = -3.663$ m/s: aeronave com razão de descida de 12 ft/s (pés/segundo).
 - $\text{pitch} = 5$ graus: ângulo de *pitch* de 5 graus;
- Valores assumidos para simulação:

- $y = 0$ m: aeronave não possui desvio em relação ao centro da trajetória ao iniciar a aproximação;
- $y' = 0$ m/s: velocidade lateral nula;
- roll = 0 grau: aeronave com asas niveladas;
- yaw = 90 graus: aeronave alinhada com o eixo x, ou seja, com proa na direção leste;
- *biases* de acelerômetros nulos, pois esta simulação inicial tem apenas o intuito de gerar uma trajetória de referência;
- Valores decorrentes dos anteriores:
 - $x = -16800$ m: aeronave está a 9 milhas náuticas do ponto final da aproximação;
 - $z = 879.2$ m: aeronave está a 2884,51 pés acima do ponto final da aproximação;

As trajetórias são estabelecidas tomando por base as equações descritas na Seção 2.7.4. Uma trajetória de referência é estabelecida, na qual as velocidades iniciais não variam. Em seguida são introduzidas acelerações e são variados os ângulos de Euler, no intuito de produzir uma trajetória variável em torno da trajetória de referência, refletindo a condição de uma aeronave que pode se afastar da trajetória de referência ao executar a aproximação. Enfatiza-se que não há o objetivo de produzir nenhum efeito representativo de ação do piloto ou de sistema de Controle Automático de Voo, mas apenas produzir uma trajetória que possa ser utilizada como ponto de apoio às discussões que se seguirão. Estas acelerações e estes ângulos de Euler utilizados na geração da trajetória são armazenados a uma taxa de amostragem de 20 Hz. A Figura 4.4 mostra uma trajetória gerada; e a Figura 4.5 mostra esta trajetória com ênfase nos desvios laterais.

Posição XYZ (ENU) da Aeronave, Referência: Preto, Trajetória da Aeronave: Vermelho Negrito

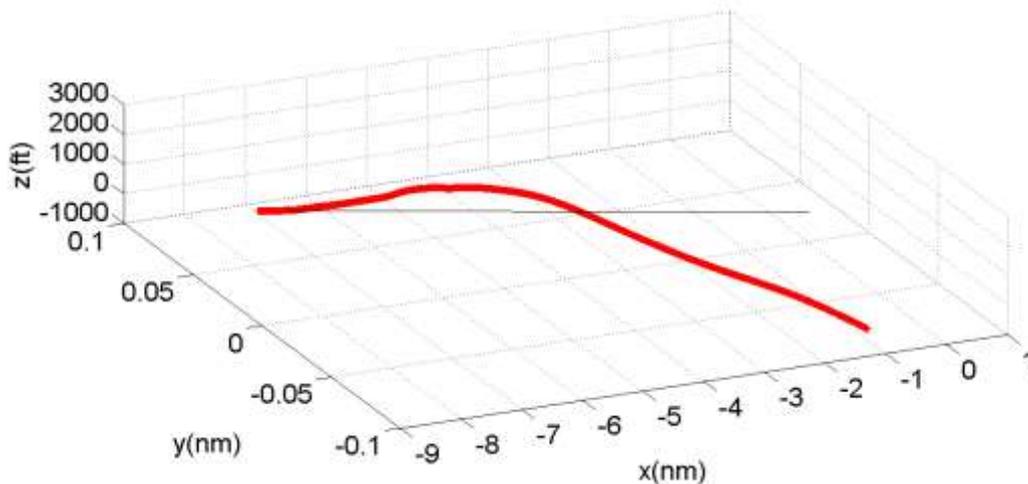


Figura 4.4 – Trajetória gerada em relação à referência – 3D.

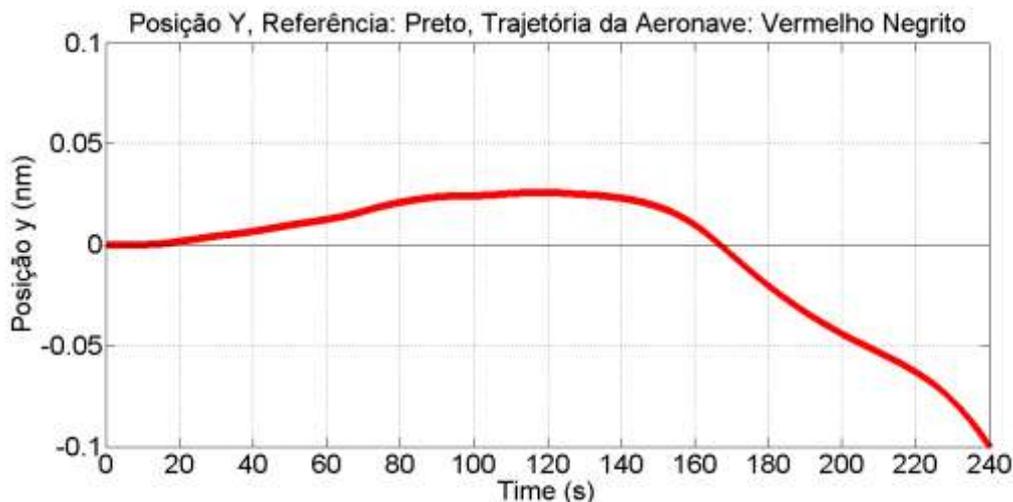


Figura 4.5 – Trajetória gerada em relação à referência – desvios laterais.

Uma vez armazenados os dados de trajetória, bem como as leituras equivalentes dos acelerômetros e os ângulos de Euler, o próximo passo consistiu na geração de um banco de dados com *pseudoranges* de GPS. Para tanto, foram seguidas as seguintes etapas:

- No intuito de utilizar uma geometria de satélite de GPS representativa da realidade, foram obtidos dados de satélites visíveis de GPS a partir de uma dada localização. Ao se aplicar uma máscara que excluía todos os satélites com ângulo de elevação abaixo de 20 graus, restaram ao todo 6 satélites. Os dados destes satélites encontram-se no Apêndice A.

- Uma vez obtidos estes 6 SVs, foram avaliados os DOPs de cada arranjo de 4 satélites, utilizando as equações da Seção 2.5.2. O arranjo com a melhor geometria (HDOP mais baixo) foi o escolhido.
- A partir dos dados das trajetórias e das posições de cada um dos 6 satélites, foi gerado um banco de *pseudoranges*, a uma taxa de amostragem de 2 Hz.

Executadas as etapas anteriores, as acelerações, ângulos de Euler e *pseudoranges* obtidos poderiam ser considerados ideais, pois descreviam com quase exatidão a trajetória da aeronave. De modo a representar um sensor real, estes dados foram então contaminados com *biases* e ruído Gaussiano. Os valores utilizados foram obtidos a partir da literatura, conforme consta nas seções 2.5.2 e 2.6.1. Estes dados foram utilizados nas atividades subsequentes.

4.2.4. Simulações sem Integração de GPS e INS

Em uma etapa seguinte foi executada a simulação utilizando dados de GPS e INS sem integração. Os resultados podem ser observados na Figura 4.6. Percebe-se que o GPS segue satisfatoriamente a trajetória real, porém o INS apresenta um desvio crescente. Por se tratar de um INS para uso aeronáutico, este é bastante preciso e o desvio é significativamente mais lento se comparado a sensores de baixo custo. Estes desvios, contudo, ao longo do tempo comprometem o atendimento ao requisito de precisão necessário para operações mais restritivas.

Sistemas de navegação baseados unicamente em GPS ou INS não atendem os requisitos para a operação em contextos CNS-ATM mais restritos. Sistemas baseados em GPS estão sujeitos a falhas simples que causam perda de dados de navegação; e sistemas baseados em INS, apesar de mais robustos a falhas, apresentam desvios que, ao longo do tempo, comprometem o atendimento aos requisitos de precisão necessários.

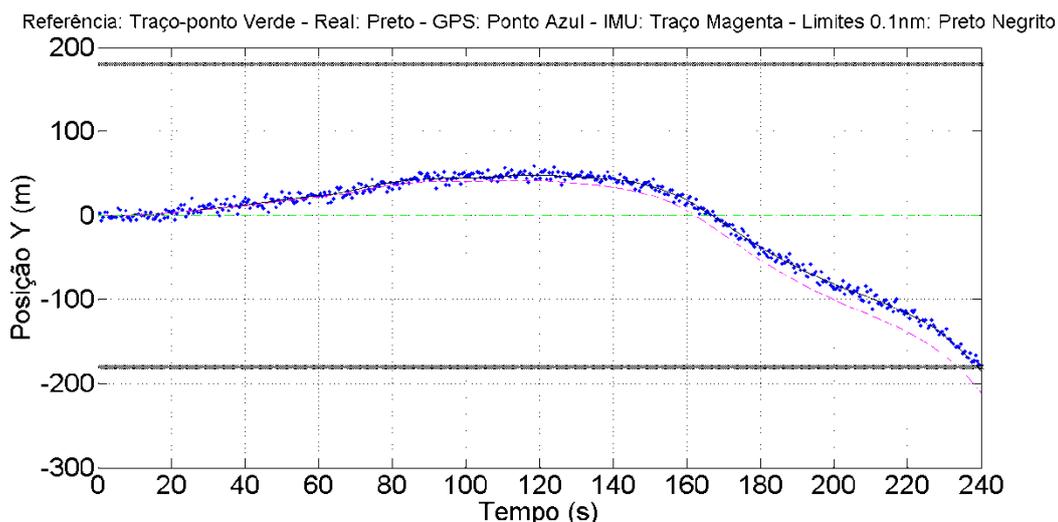


Figura 4.6 – Posição Lateral da Aeronave: GPS e INS não Integrados.

4.2.5. Implementação das integrações de GPS e INS

Nesta Seção são apresentados maiores detalhes sobre a implementação das integrações GPS/INS do tipo *loosely coupled* e *tightly coupled*.

Conforme apresentado na Seção 2.9, a integração foi implementada por meio do uso de Filtro de Kalman do tipo discreto-discreto. Para ambos os tipos de integração, foi utilizado um vetor de estados X , formado pela posição da aeronave nas coordenadas ENU e as respectivas velocidades no mesmo sistema de coordenadas. Os *biases* dos acelerômetros também foram incluídos nas variáveis de estado, sendo estes incluídos nas coordenadas do eixo do corpo, a saber, RPY. Para a integração do tipo *loosely coupled*, o vetor de estados X foi constituído destas 9 variáveis. Para a integração do tipo *tightly coupled*, foi necessário incluir mais uma variável de estado, pois a estimação do *bias* de relógio de receptor GPS é necessária para a correção dos erros de *pseudoranges*, conforme explicado na Seção 2.7.4.

Desta forma, os ciclos de propagação são realizados em ambos os casos de acordo com as Equações (2.33) e (2.34) . Para tanto:

- $\Phi_{k,k-1}$ é apresentado de acordo com a Equação (2.27), com a ressalva que esta é uma matriz 9X9, utilizada para o caso *loosely coupled*. Na

implementação *tightly coupled* é utilizada uma matriz 10X10, mediante a inclusão do *bias* de relógio de receptor, onde $bc_k = bc_{k-1}$;

- As matrizes B e U são definidas, conforme apresentado na Seção 2.7.4.

Para a integração *loosely coupled*, considerando que é utilizada a solução de navegação completa do GPS, a função $h_k(X_k)$, apresentada na Equação (2.32) é descrita como:

$$\begin{bmatrix} Y_{Ek} \\ Y_{Nk} \\ Y_{Uk} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{Ek} \\ X_{Nk} \\ X_{Uk} \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} V_{Ek} \\ V_{Nk} \\ V_{Uk} \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Para a fase de correção do Filtro de Kalman na integração *loosely coupled* é usada a Equação (4.1) e a matrix R é dada baseada na Equação (2.9), de forma que:

$$R = (H^T H)^{-1} \sigma_r^2 \quad (4.2)$$

A Figura 4.7 detalha um pouco mais a forma como foram realizados os ciclos de Correção do Filtro de Kalman na integração INS/GPS *loosely coupled* implementada neste trabalho.

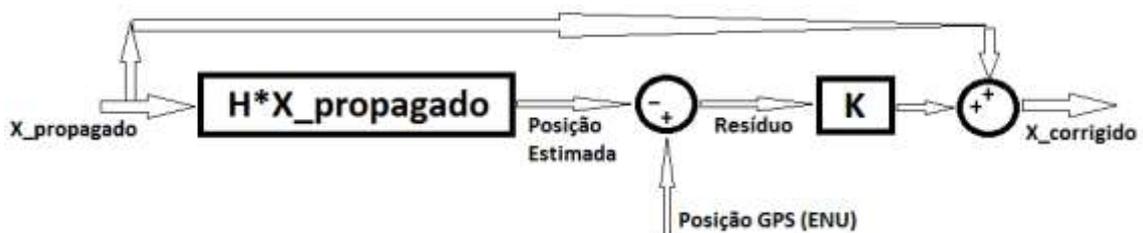


Figura 4.7 – Ciclo de Correção da integração INS/GPS *loosely coupled*.

A integração do tipo *tightly coupled*, por sua vez, utiliza as posições ENU da variável de estados para estimar o *range* de GPS. Este é então comparado com os *ranges* medidos pelos SVs e o resíduo é utilizado na correção do Filtro de Kalman. Na integração do tipo *tightly coupled*, a fase de correção é não-linear, sendo feita de acordo com as Equações (2.10) e (2.32), de modo que a função $h_k(X_k)$ é representada da seguinte forma:

$$Y_k = \begin{bmatrix} \rho_{SV1k} \\ \rho_{SV2k} \\ \rho_{SV3k} \\ \rho_{SV4k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{(x_{E_SV1k} - X_{Ek})^2 + (x_{N_SV1k} - X_{Nk})^2 + (x_{U_SV1k} - X_{Uk})^2 + cb_k} \\ \sqrt{(x_{E_SV2k} - X_{Ek})^2 + (x_{N_SV2k} - X_{Nk})^2 + (x_{U_SV2k} - X_{Uk})^2 + cb_k} \\ \sqrt{(x_{E_SV3k} - X_{Ek})^2 + (x_{N_SV3k} - X_{Nk})^2 + (x_{U_SV3k} - X_{Uk})^2 + cb_k} \\ \sqrt{(x_{E_SV4k} - X_{Ek})^2 + (x_{N_SV4k} - X_{Nk})^2 + (x_{U_SV4k} - X_{Uk})^2 + cb_k} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} V_{SV1k} \\ V_{SV2k} \\ V_{SV3k} \\ V_{SV4k} \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Para a Equação (4.3), um valor fixo de v de 4,21m foi estabelecido a partir de dados obtidos na literatura, conforme mencionado na Seção 2.5.2. Este valor foi utilizado na definição da matriz R .

A Figura 4.10 detalha um pouco mais a forma como foram realizados os ciclos de Correção do Filtro de Kalman na integração INS/GPS *tightly coupled* implementada neste trabalho.

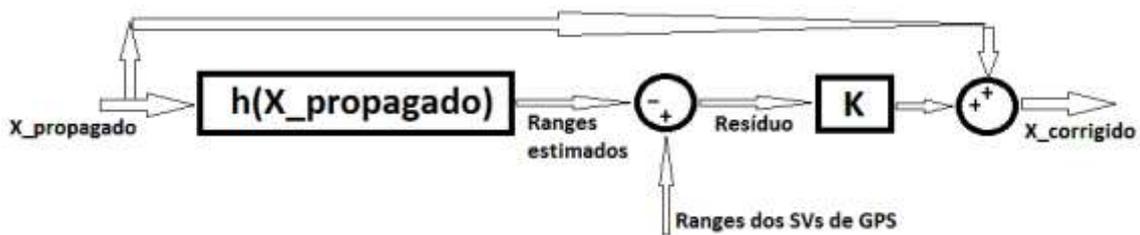


Figura 4.8 – Ciclo de Correção da integração INS/GPS *tightly coupled*.

Uma vez estabelecidos os algoritmos para os ciclos de propagação e correção das integrações *loosely* e *tightly coupled*, uma etapa seguinte consistiu no estabelecimento de uma matriz P_0 , contendo as covariâncias iniciais do sistema, sendo esta uma importante etapa para o estabelecimento da convergência do Filtro de Kalman. Como mencionado em Baroni (2004), ao contrário de R , que pode ser obtido por avaliação de amostras da medida, o valor de P_0 não pode ser medido diretamente no processo. Resultados aceitáveis podem ser obtidos introduzindo incerteza suficiente na dinâmica (BARONI, 2004).

Para as covariâncias dos estados relacionados a posição e velocidade, dado que nas primeiras simulações foi observada uma tendência forte à convergência, foram utilizados valores iniciais obtidos a partir da literatura (EINWOEGERER, 2009), e uma vez exercitada a simulação, estes valores

rapidamente convergiram a um valor, que passou a ser adotado como valor inicial.

Para a covariância inicial dos *bias*es, foi realizada, entretanto, uma ação investigativa, buscando um ajuste mais fino. Dado o alto nível de ruído do sinal de GPS, conforme definido no modelo, a utilização de valores mais altos de q_{0bias} gerava um efeito adverso de tornar o *bias* muito susceptível a ruídos de GPS, de modo que o ruído introduzido na variável de *bias* superava o ruído do sinal de GPS, tornando o resultado com o estimador de *bias* pior que na sua ausência. Por outro lado, a utilização de valores muito baixos de q_{0bias} reduzia substancialmente este ruído, porém em casos de variação de *bias* a convergência se tornava demasiadamente lenta. Desta forma, foi buscado um valor de q_{0bias} que representasse uma solução de compromisso entre a amenização dos ruídos de estimação de *bias* e a velocidade de convergência d Filtro de Kalman para os valores de *bias*. A partir dos dados apresentados na Tabela 2.3, um valor de $10^{-8}m^2/s^4$ foi considerado um valor razoável para uma estimativa inicial desta covariância, porém resultados obtidos com o valor $10^{-6}m^2/s^4$ apresentaram uma capacidade de convergência nitidamente melhor sem, contudo, aumentar significativamente os ruídos, tendo sido o valor adotado.

A Figura 4.9 mostra a estimação do *bias* no eixo lateral. Dado que o INS é suposto alinhado no momento do início da simulação, não seriam esperadas variações abruptas em torno do valor de $10^{-3}m/s^2$ de *bias run-to-run* com que a simulação foi iniciada. Observa-se que o estimador de *bias* teria sido de maior valia caso tivessem sido usadas Unidades de Medidas Inerciais de baixo custo, com ruídos maiores, ou caso tivesse sido utilizado um GPS de melhor qualidade, que introduzisse um ruído menor nos ciclos de correção do Filtro de Kalman. Ainda, um refinamento no modelo de introdução de ruídos do GPS, separando componentes estáticas e dinâmicas do ruído poderia contribuir positivamente para a redução dos ruídos, melhorando o desempenho do estimador. Desta forma, a Figura 4.9 mostra que nestas condições, a contribuição do estimador de *bias* para o desempenho das integrações implementadas, ainda que possa ser percebida, é pouco significativa.

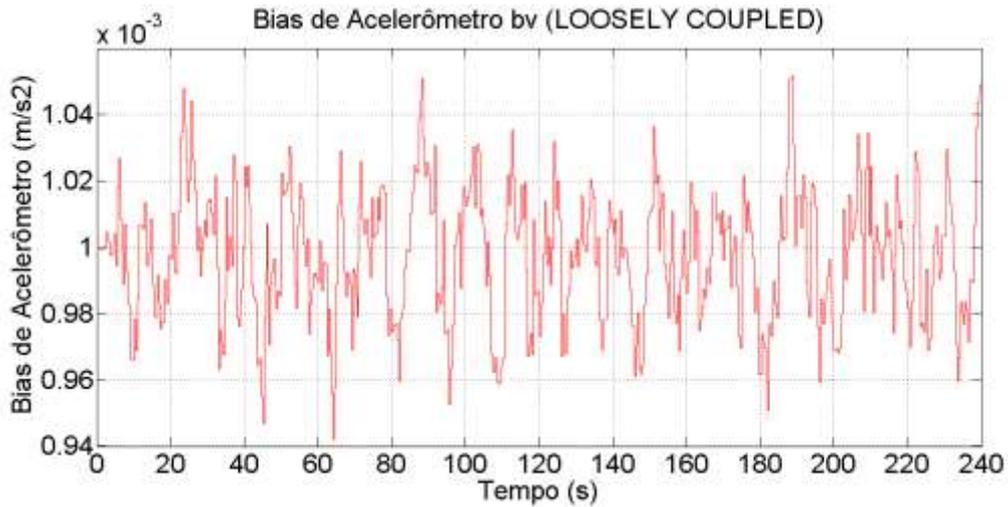


Figura 4.9 – Exemplo de estimação de *bias*.

No intuito de verificar o bom funcionamento dos Filtros de Kalman implementados, foram também verificados os resíduos, que apresentaram comportamento de convergência, como mostram a Figura 4.10 e a Figura 4.11.

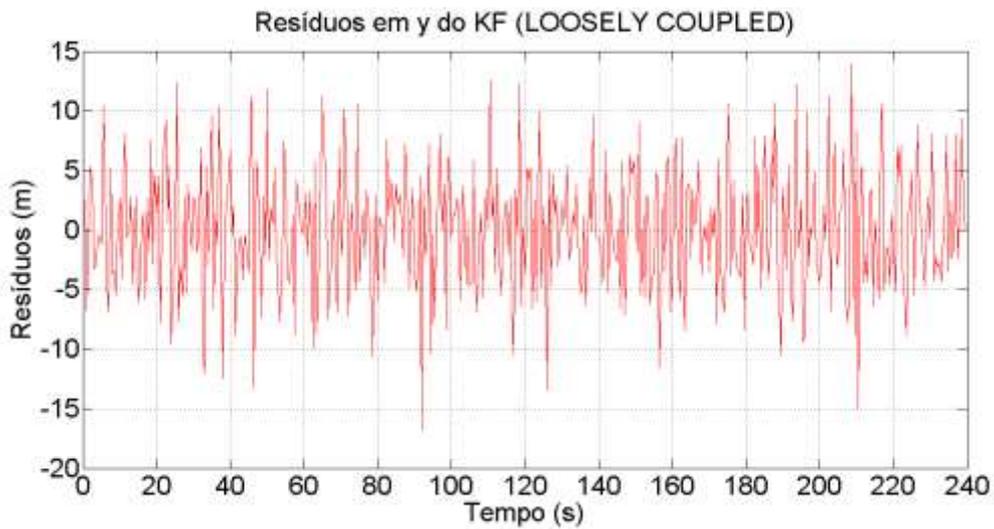


Figura 4.10 – Resíduos no eixo y: INS/GPS *loosely coupled*.

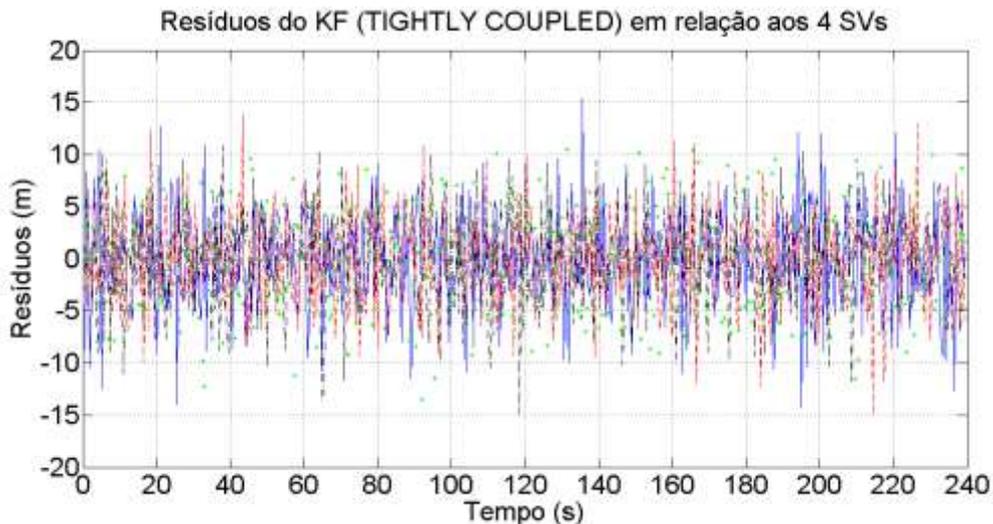


Figura 4.11 – Resíduos em relação aos 4 SVs: INS/GPS *tightly coupled*.

Tendo sido implementados os Filtros de Kalman para as integrações INS/GPS *loosely* e *tightly coupled*, na próxima Seção são apresentados os resultados.

4.2.6. Simulações com integração de GPS e INS

Nesta Seção são apresentados os gráficos das simulações, conforme os casos previstos na Tabela 3.1. A integração INS/GPS foi realizada utilizando filtros de Kalman conforme descrito na Seção 2.9. Dado que maior ênfase é dada aos desvios laterais de posição, apenas os resultados relacionados à variável de estado y são apresentados e discutidos nesta Seção. Os gráficos relacionados às variáveis de estado x e z são apresentados no Apêndice B.

O caso 1, apresentado da Figura 4.12 à Figura 4.15 e o caso 2, apresentado da Figura 4.16 à Figura 4.19 se referem a uso de integração INS/GPS do tipo *loosely* e *tightly coupled*, respectivamente, com o sinal de GPS de 4 SVs disponível durante todo o tempo da simulação. Estas simulações permitirão avaliar a precisão do GPS e de cada uma das integrações em termos de precisão na determinação da posição lateral.

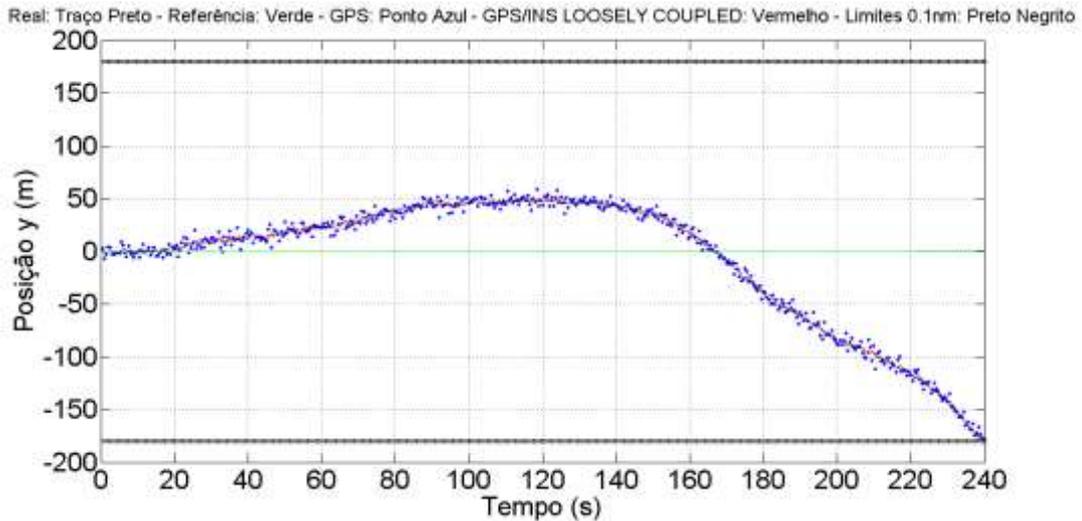


Figura 4.12 – Caso 1: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *loosely coupled*.

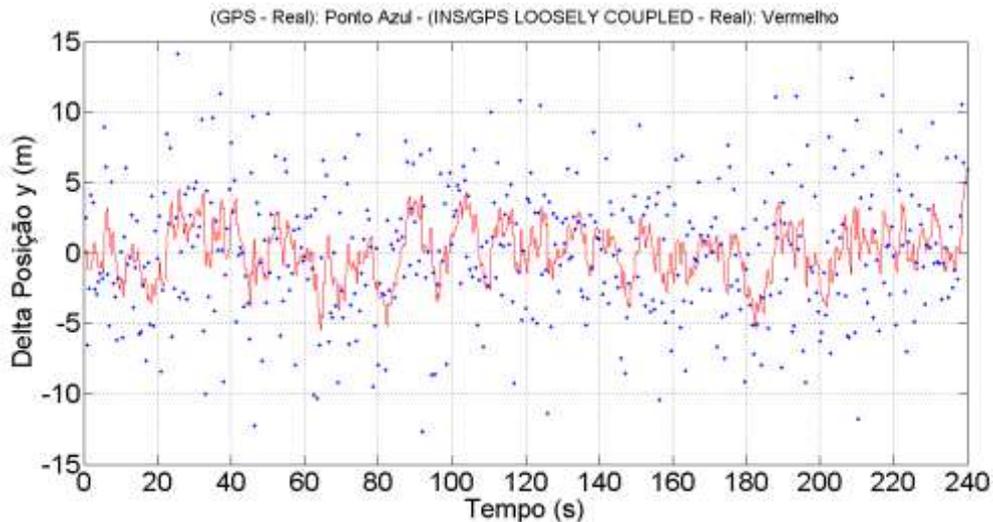


Figura 4.13 – Caso 1: Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *loosely coupled*.

Como pode ser observado na Figura 4.12 e na Figura 4.13, o uso de integração INS/GPS *loosely coupled* reduz os erros de navegação se comparado ao uso de GPS não integrado a outra fonte de dados de posição. A Figura 4.14 mostra a comparação entre as covariâncias das posições e a Figura 4.15 mostra os efeitos das covariâncias na navegação lateral.

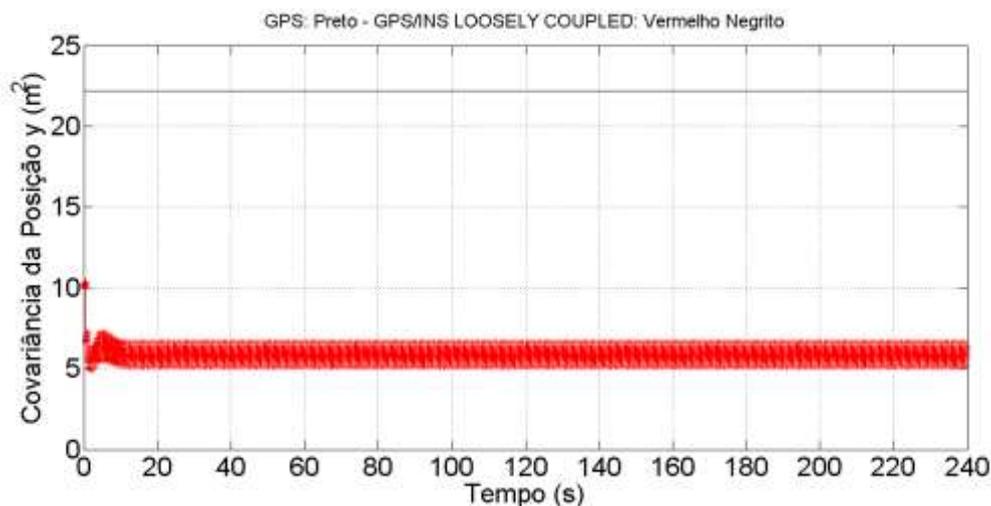


Figura 4.14 – Caso 1: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *loosely coupled*.

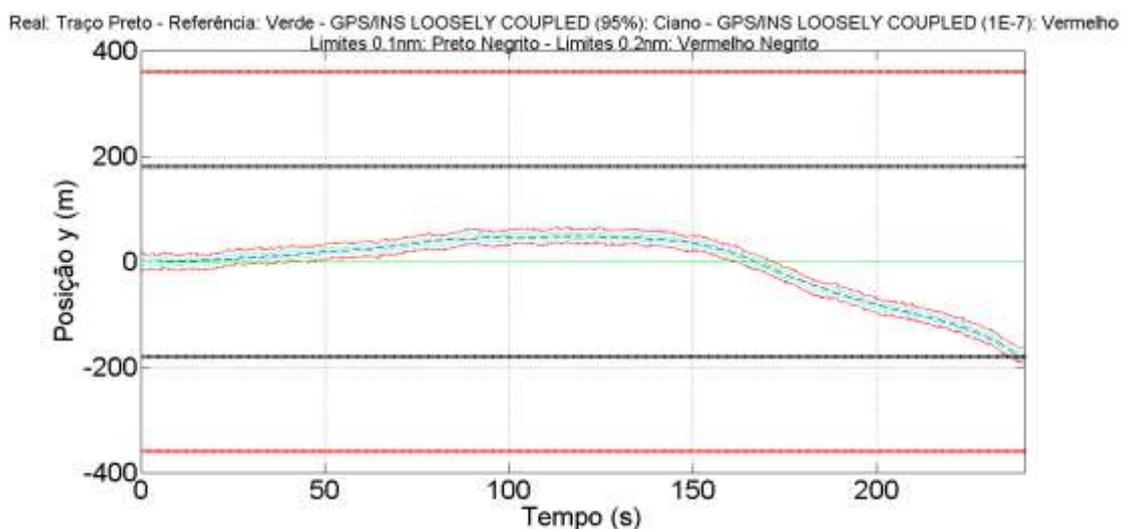


Figura 4.15 – Caso 1: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança: INS/GPS *loosely coupled*.

Da Figura 4.16 à Figura 4.19 pode ser observado que o uso de integração INS/GPS *tightly coupled* também reduz os erros de navegação se comparado ao uso de GPS não integrado a outra fonte de dados de posição. Acrescente-se a isto, que ocorre uma pequena melhora nas covariâncias da posição lateral.

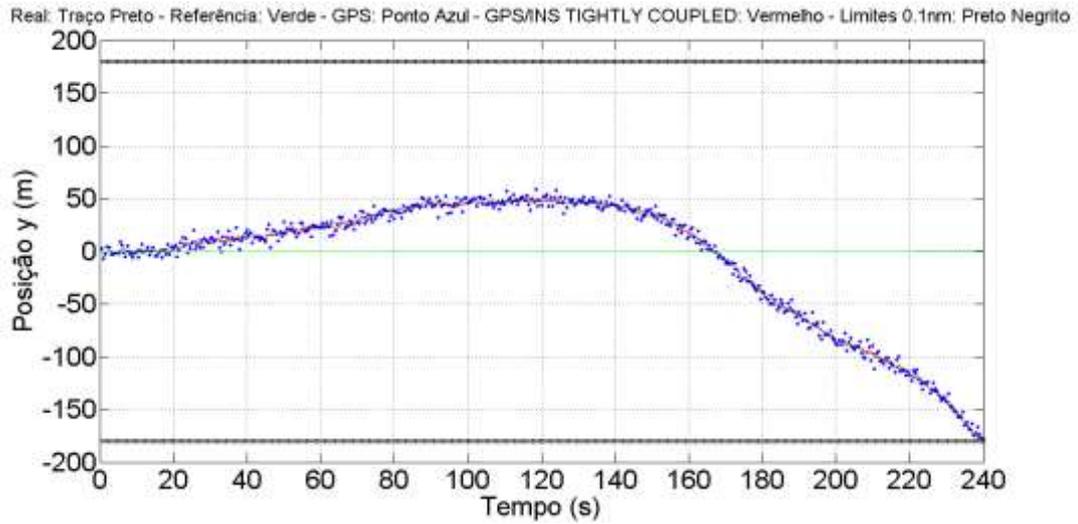


Figura 4.16 – Caso 2: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *tightly coupled*.

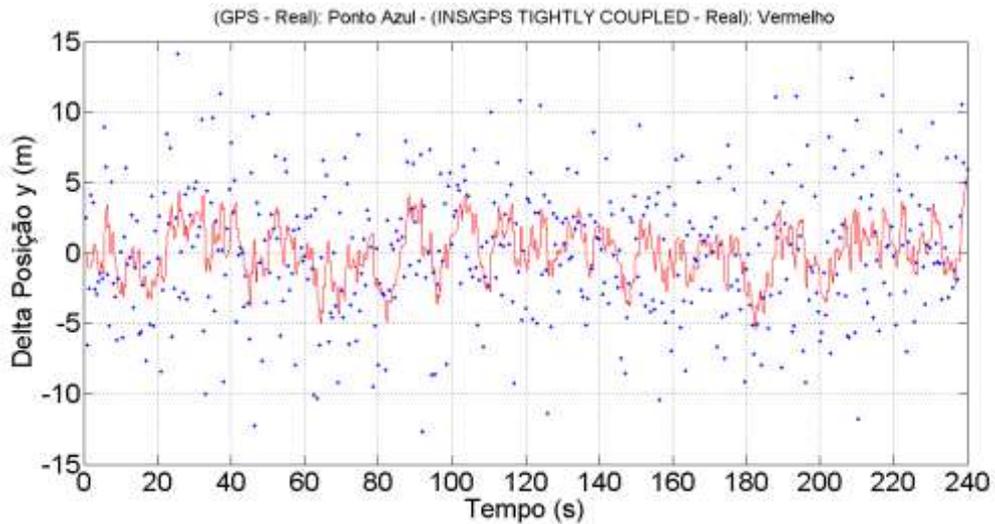


Figura 4.17 – Caso 2: Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

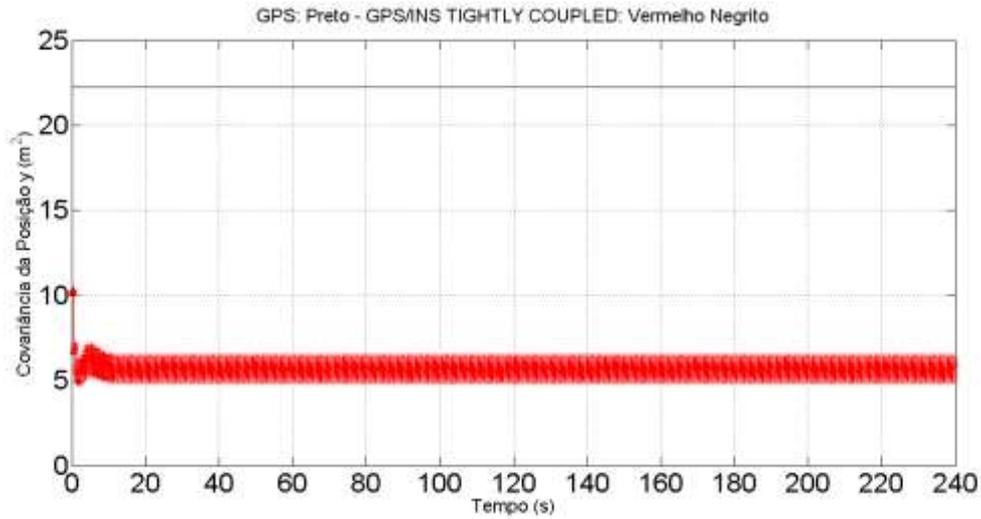


Figura 4.18 – Caso 2: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

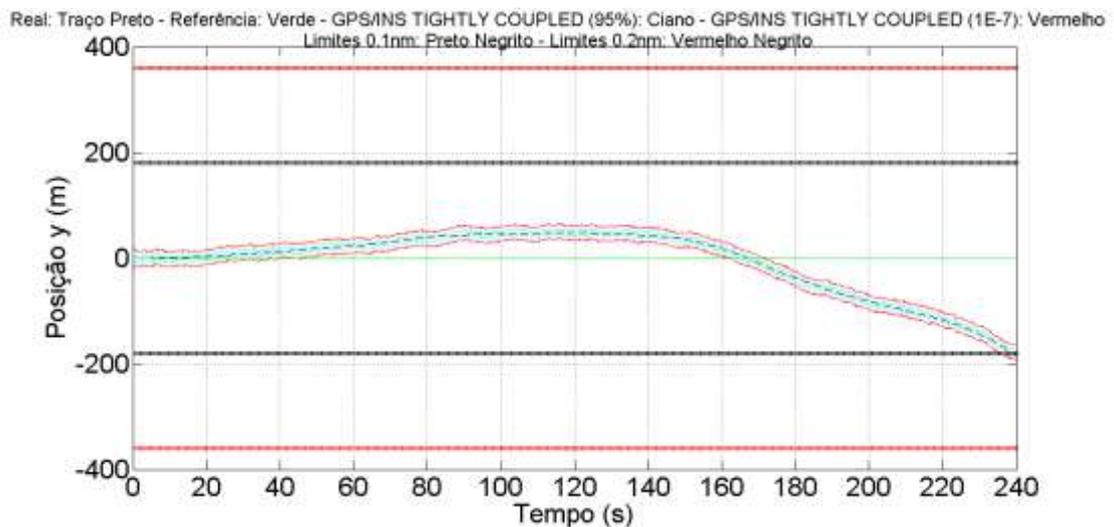


Figura 4.19 – Caso 2: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança:
INS/GPS *tightly coupled*.

A Tabela 4.1 mostra um comparativo entre as covariâncias verificadas para cada tipo de fonte de dados de Navegação, mostrando que ambos os tipos de integração INS/GPS trazem significativo benefício em termos de precisão.

Tabela 4.1 – Comparativo de covariâncias de GPS com INS/GPS: Casos 1 e 2.

Fonte de Navegação	Covariância do sistema Estabilizado (m ²)	Referência
GPS não integrado	22,2	Figura 4.14
Caso 1: INS/GPS <i>Loosely Coupled</i>	6,6	Figura 4.14
Caso 2: INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	6,4	Figura 4.18

O caso 3, apresentado da Figura 4.20 à Figura 4.23 e o caso 4, apresentado da Figura 4.24 à Figura 4.27 se referem ao uso das integrações INS/GPS do tipo *loosely* e *tightly coupled*, respectivamente; porém, no intervalo de tempo entre 140 e 200 segundos é simulada uma perda total de GPS. Como já observado, em um sistema de navegação baseado unicamente em sensor GPS, este cenário significaria a perda total da informação de navegação, o que torna este tipo de sistema inadequado para algumas operações no contexto CNS-ATM (incluindo RNP AR) e sua extensão. O objetivo é avaliar o comportamento de sistemas baseados em integração INS/GPS, em termos de manutenção da informação de navegação que permita a continuidade da operação ou a extração segura da aeronave, tal como discutido na Seção 4.1.4.

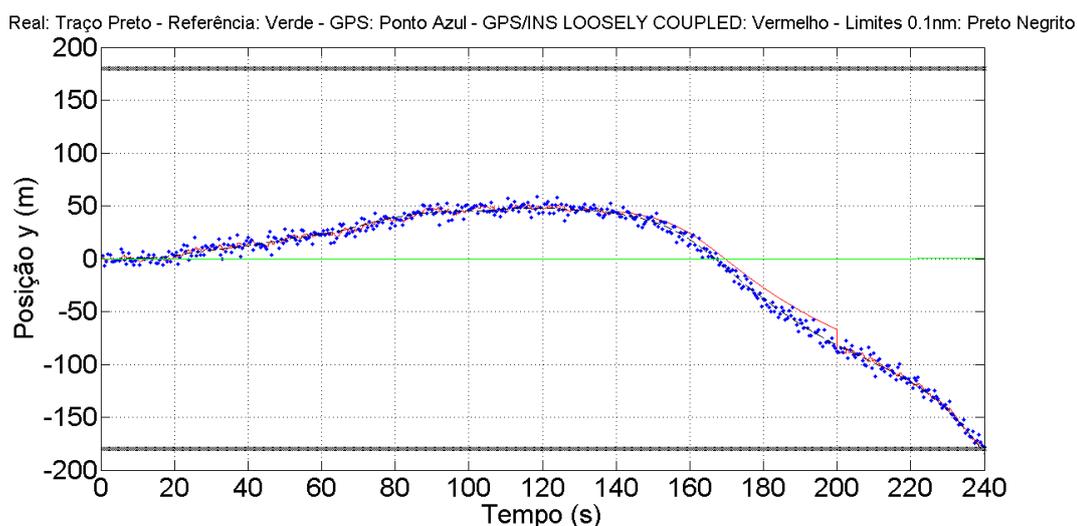


Figura 4.20 – Caso 3: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *loosely coupled*.

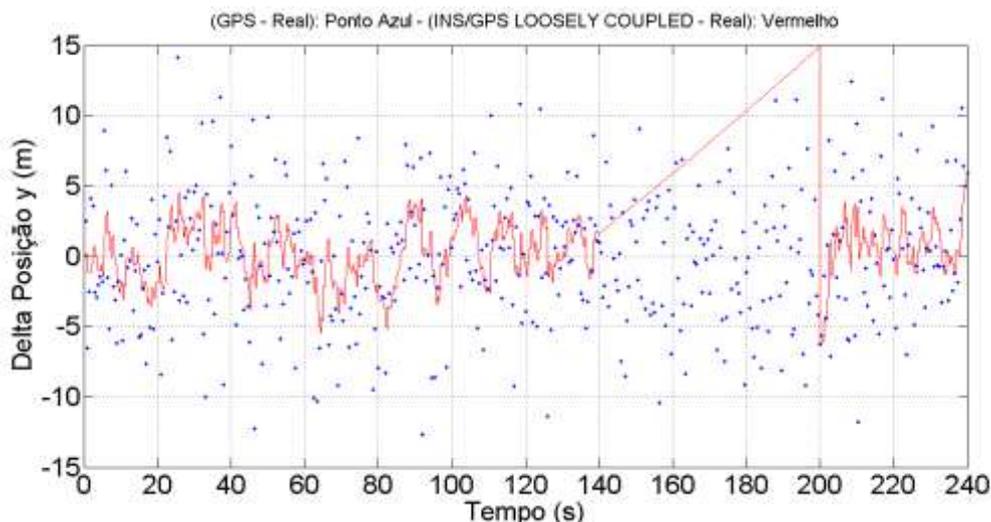


Figura 4.21 – Caso 3: Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *loosely coupled*.

Como pode ser observado na Figura 4.21 e Figura 4.22, mesmo no evento de perda de GPS, a informação de navegação é mantida. A Figura 4.22 mostra, entretanto, que a covariância aumenta significativamente neste intervalo sem a correção por GPS. A Figura 4.23 mostra os efeitos deste aumento de covariância, de modo que, a partir dos dados de navegação dentro dos intervalos de suas incertezas, dentro de algum tempo não é mais possível garantir o atendimento ao RNP 0,1 dentro de 95% de probabilidade, nem garantir a posição da aeronave não exceda o *containment* (0,2 milhas náuticas) com probabilidade inferior a 10^{-7} . Desta forma, ainda que a informação de posição seja mantida, será necessário descontinuar o procedimento, com a possível execução de uma arremetida com RNP maior, para o qual a precisão de navegação atenda os requisitos para uma extração segura da aeronave. Para este caso, pode ser verificado que a perda de GPS por um intervalo de 1 minuto permite que se garanta o atendimento ao RNP 0,3 e seu respectivo *containment* (0.6 milhas náuticas), o que indica mais um benefício em relação aos sistemas de navegação baseados unicamente em GPS.

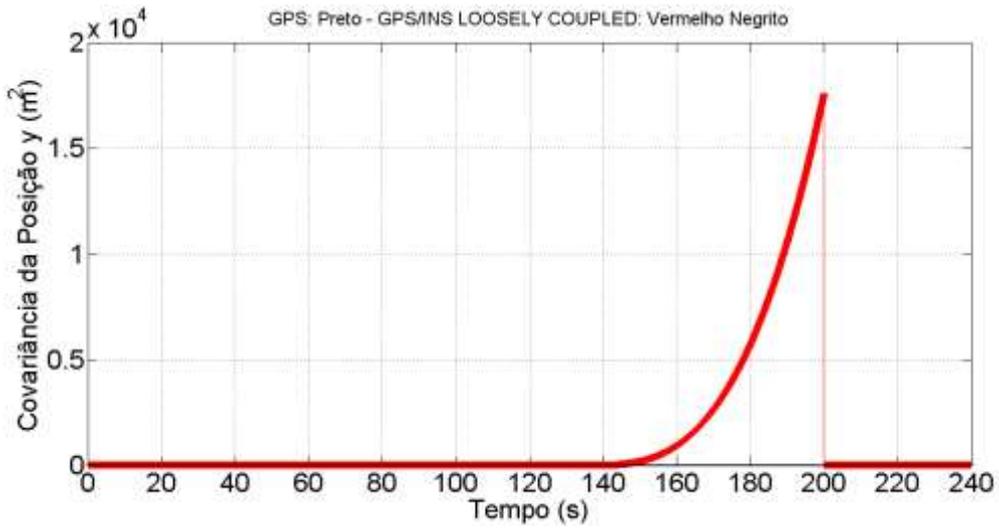


Figura 4.22 – Caso 3: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *loosely coupled*.

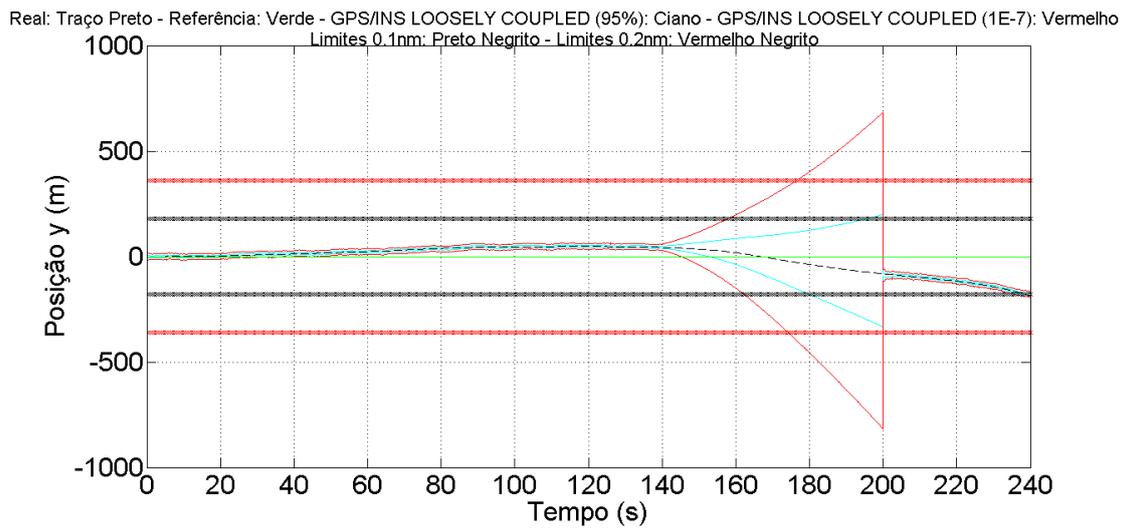


Figura 4.23 – Caso 3: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança: INS/GPS *loosely coupled*.

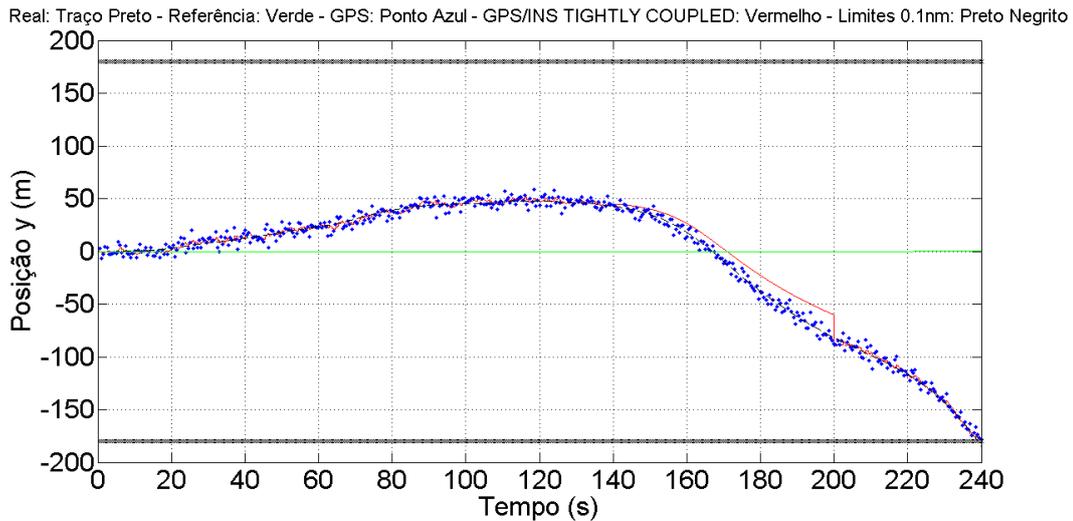


Figura 4.24 – Caso 4: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *tightly coupled*.

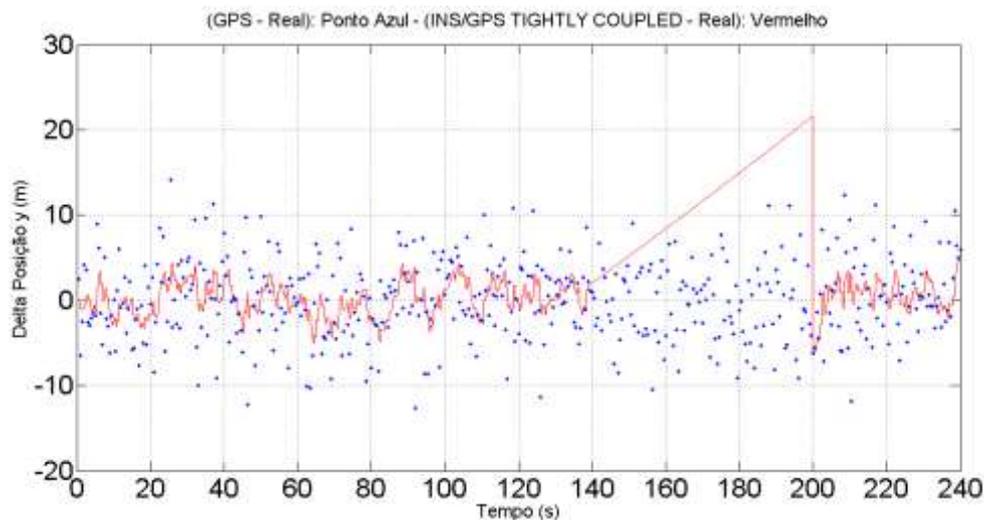


Figura 4.25 – Caso 4: Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

Tal como observado para o caso 3, a Figura 4.24 e a Figura 4.25 mostram resultado bastante semelhante. Da mesma forma, a Figura 4.26 e a Figura 4.27 mostram um aumento da covariância, com comprometimento da capacidade de se continuar o procedimento, porém com igual possibilidade em se mudar para um procedimento menos restritivo em termos de precisão, tal como uma arremetida com RNP de 0,3 milhas náuticas.

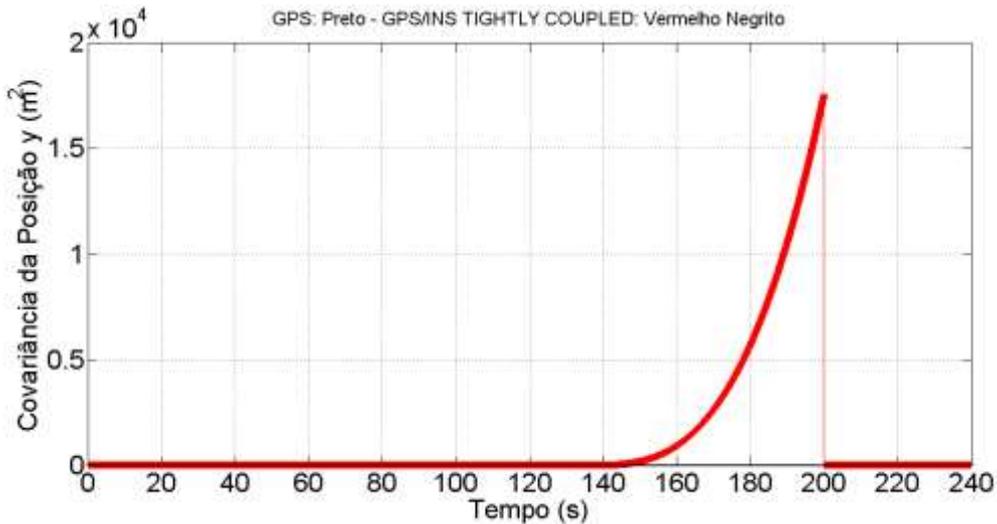


Figura 4.26 – Caso 4: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

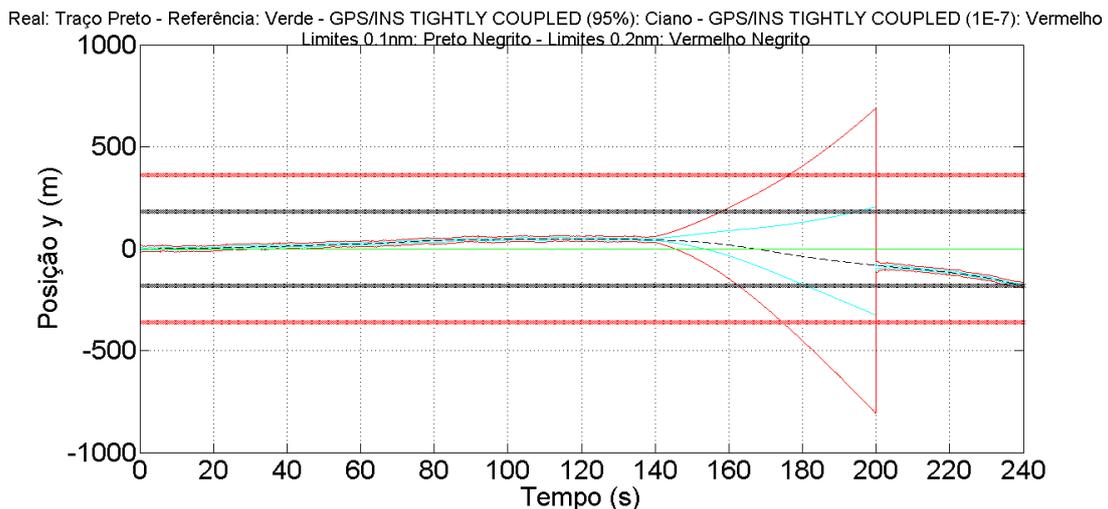


Figura 4.27 – Caso 4: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança:
INS/GPS *tightly coupled*.

A Tabela 4.2 mostra um comparativo entre o desempenho das integrações INS/GPS *loosely* e *tightly coupled* em termos do impacto do aumento da covariância na capacidade de continuar a operação. Como já foi ressaltado, a determinação do tempo total em que a informação de navegação pode ser utilizada depende da avaliação de outros parâmetros, além do escopo deste trabalho; porém, observa-se benefício significativo em termos de capacidade de extrair a aeronave com segurança.

Tabela 4.2 – Comparativo entre INS/GPS *loosely* e *tightly coupled*: Casos 3 e 4.

Parâmetro	Caso 3: INS/GPS <i>Loosely Coupled</i>	Caso 4: INS/GPS <i>Tightly Coupled</i>	Referências
Covariância da posição y 60s após perda total do GPS (m ²)	17630	17590	Figura 4.22 Figura 4.26
Tempo de excedimento de RNP 0.1 após perda de GPS (s)	30,2	30,8	Figura 4.23 Figura 4.27
Tempo de excedimento do <i>containment</i> após perda de GPS (s)	24,3	24,6	Figura 4.23 Figura 4.27

Em complemento à informação da Tabela 4.2, observa-se que para a extração segura da aeronave não são excedidos os limites de 0,3 milhas náuticas, nem seu respectivo *containment* de 0.6 milhas náuticas, considerando o intervalo de 1 minuto sem sinal de GPS.

Desta forma, fica evidente mais um benefício do uso de técnicas de integração INS/GPS, porém a partir dos casos 1 a 4 não é possível comparar o uso de integração do tipo *loosely* ou *tightly coupled*.

Os casos 5 a 10, apresentados da Figura 4.28 à Figura 4.39 usam apenas a integração do tipo *tightly coupled*, onde os ciclos de correção podem continuar, mesmo na presença de menos de 4 SVs. Para sistemas de integração do tipo *loosely coupled* tais casos não se aplicam, pois na presença de um número menor de satélites não é possível fazer a correção com base no GPS, sendo para tais sistemas, um caso equivalente à perda total de GPS. Os casos 5 a 10 são apresentados no intuito de discutir a possibilidade de se continuar a operação ou de se extrair a aeronave de forma segura.

Para o suporte às discussões relacionadas aos casos 5 a 10 são apresentados nesta Seção apenas os gráficos de covariâncias e limites de confiança de posição lateral. Os gráficos de posição e erros de navegação estão disponíveis no Apêndice B.

Os casos 5 a 8, apresentados da Figura 4.28 à Figura 4.35 são executados com perda de cada um dos 4 SVs. Como pode ser observado nas figuras, a perda de apenas um SV acarreta um impacto bem menor na precisão da informação de navegação. A perda de cada satélite afeta de forma diferente a covariância, por razão da sensibilidade dos satélites remanescentes a variações em y, devido à geometria.

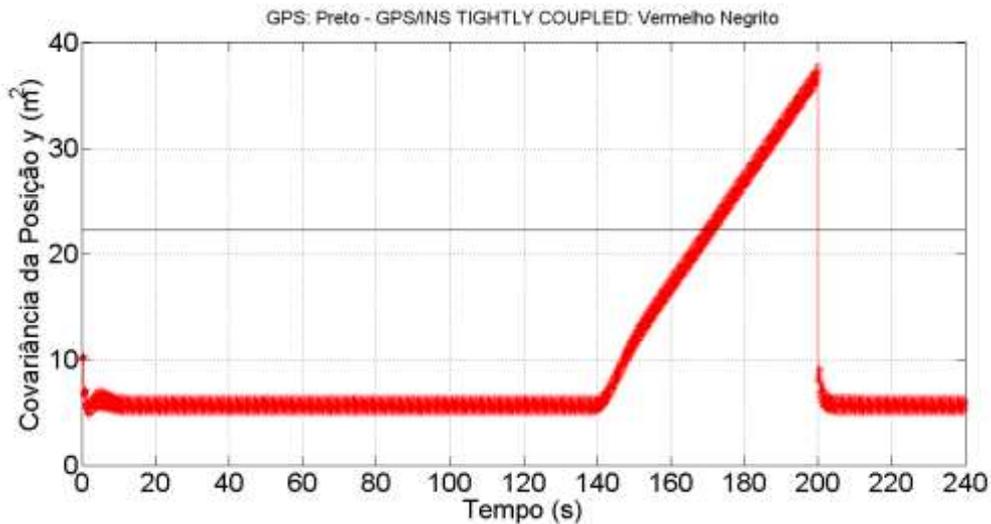


Figura 4.28 – Caso 5: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

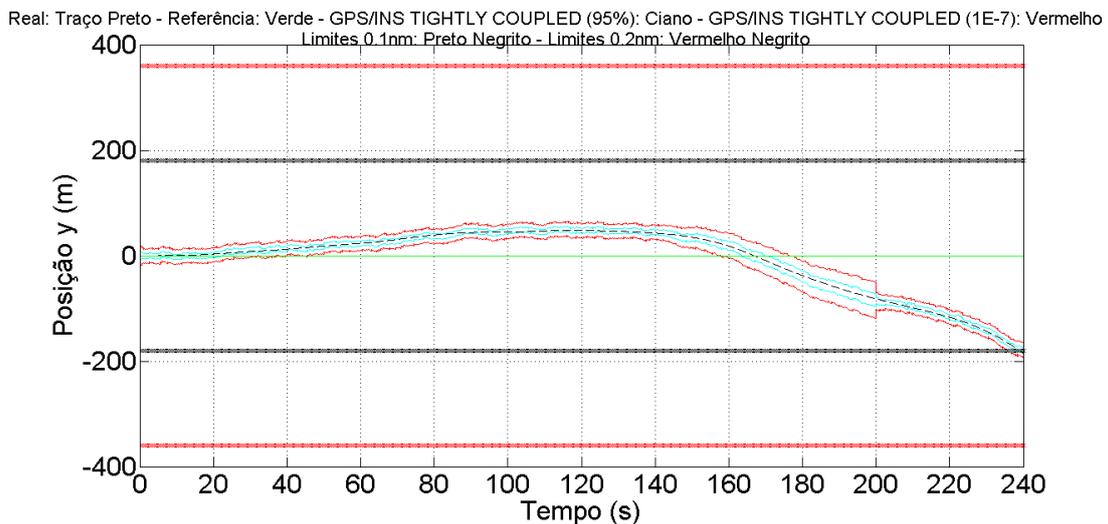


Figura 4.29 – Caso 5: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança: INS/GPS *tightly coupled*.

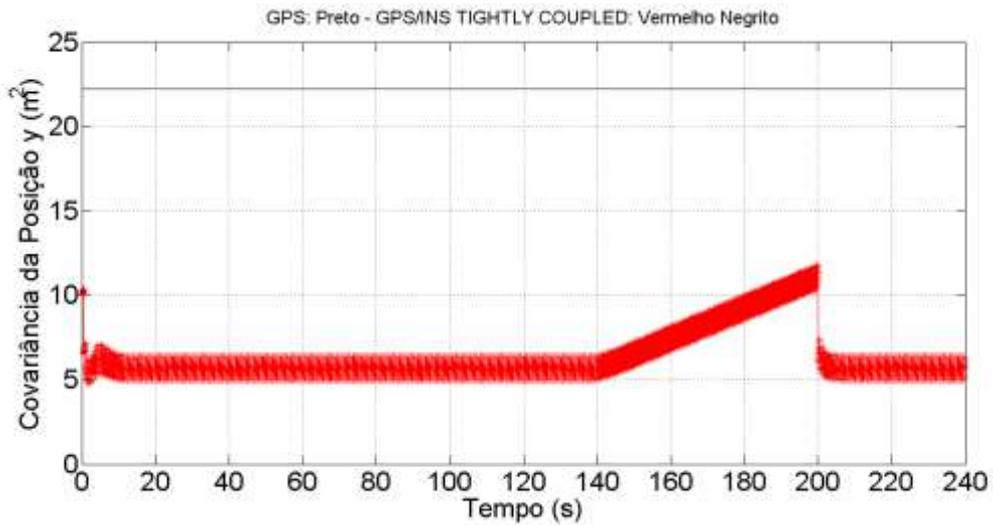


Figura 4.30 – Caso 6: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

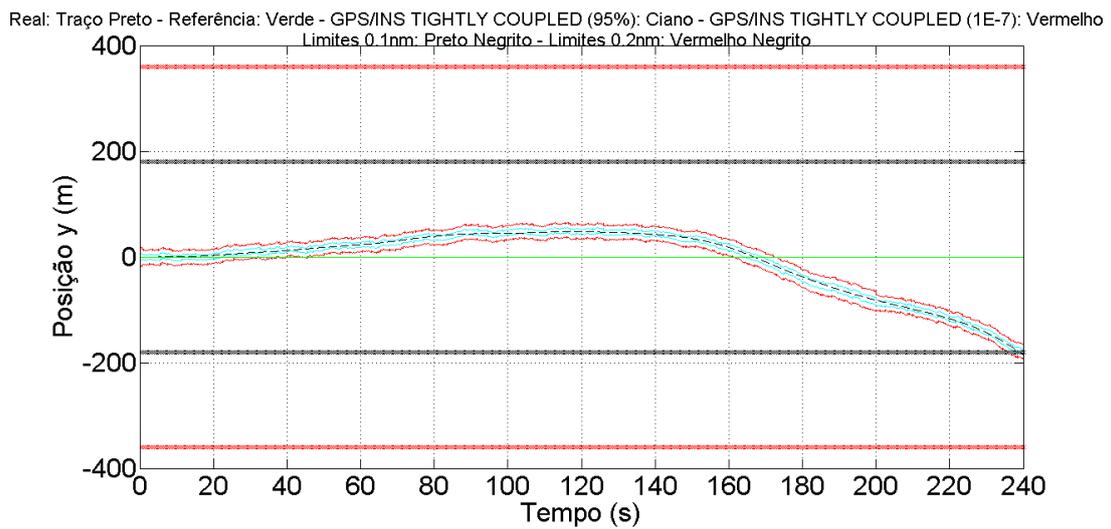


Figura 4.31 – Caso 6: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança:
 INS/GPS *tightly coupled*.

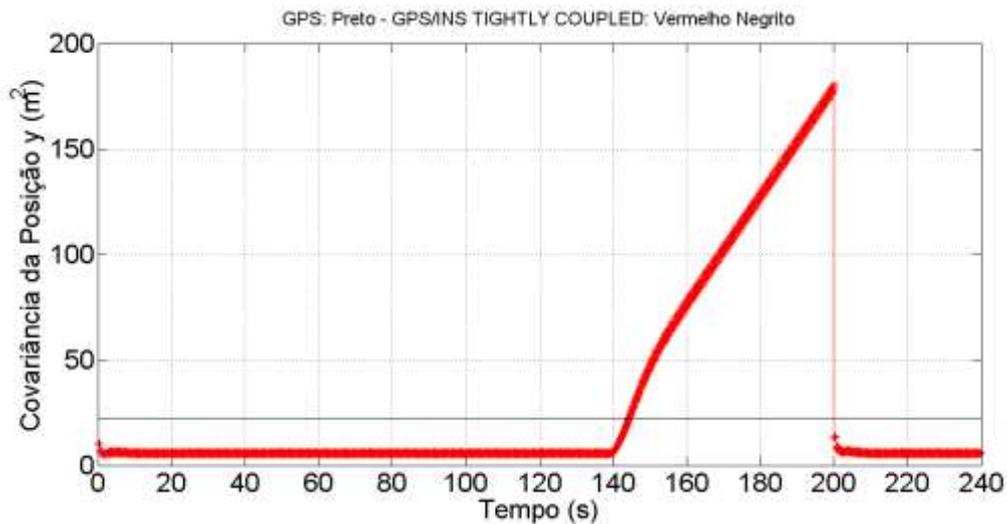


Figura 4.32 – Caso 7: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

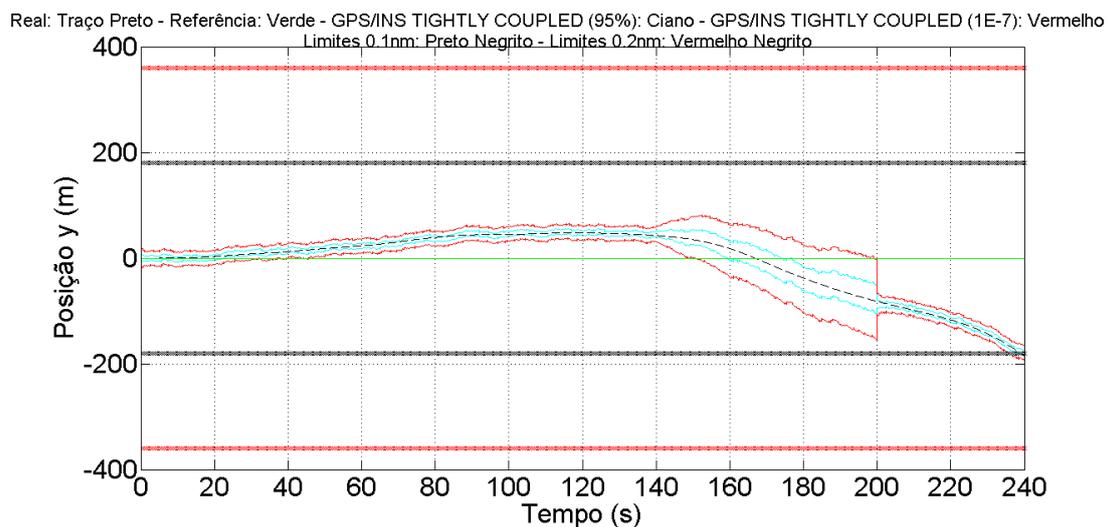


Figura 4.33 – Caso 7: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança:
 INS/GPS *tightly coupled*.

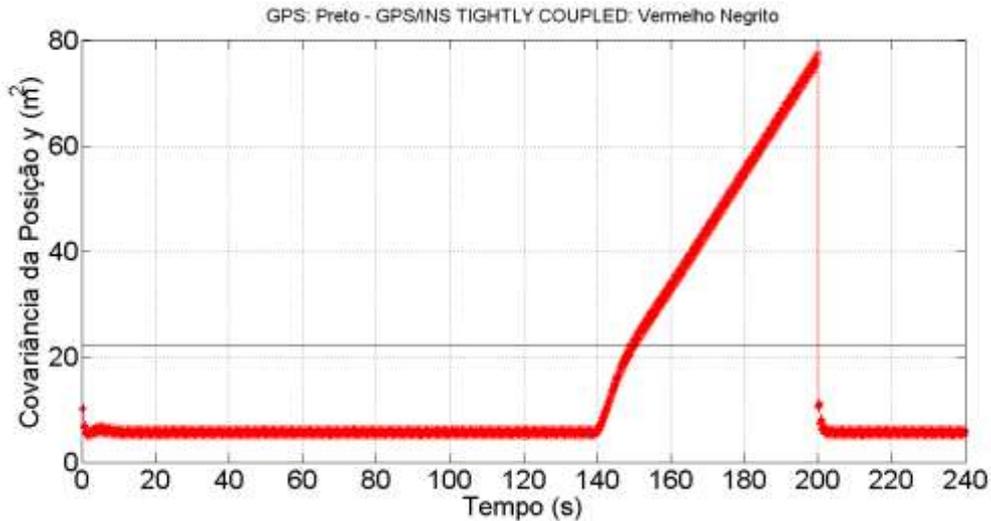


Figura 4.34 – Caso 8: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

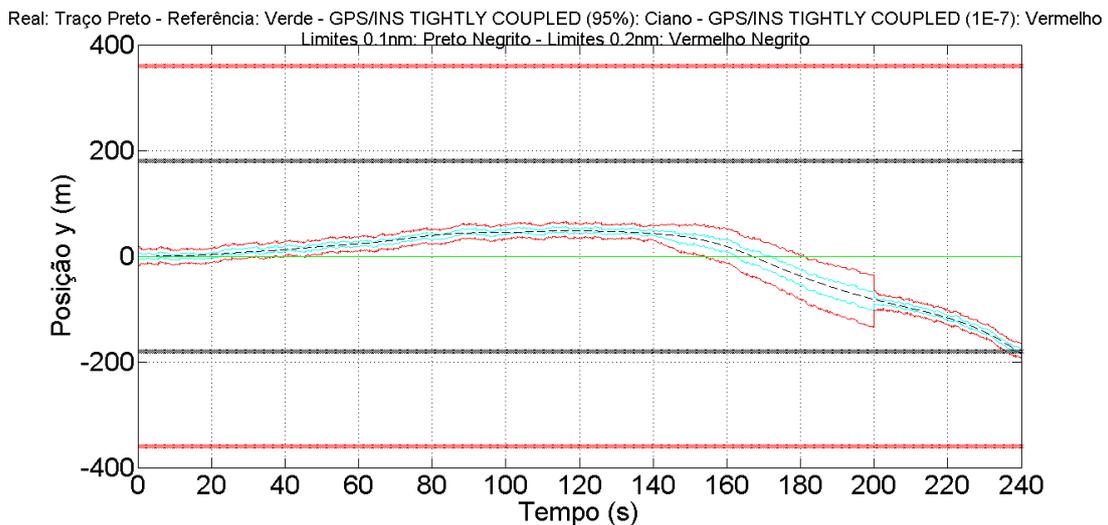


Figura 4.35 – Caso 8: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança:
INS/GPS *tightly coupled*.

A Tabela 4.3 apresenta os resultados em termos de covariâncias para o caso de perda de cada um dos SVs. Observa-se que mesmo após um intervalo de 60 segundos de perda do SV2 (caso 6), a covariância da posição lateral y pode ser ainda melhor que a covariância de um sistema de navegação baseado apenas em GPS (vide Tabela 4.1). As demais covariâncias após 60 segundos de perda de 1 SV em 4 resultam ainda assim significativamente melhores que nos casos 3 e 4.

Tabela 4.3 – Comparativo das covariâncias de INS/GPS *tightly coupled*: Casos 5 a 8.

Caso	Covariância da posição y 60s após perda do SV (m²)	Referência
Caso 5: Perda do SV1	37,8	Figura 4.28
Caso 6: Perda do SV2	11,8	Figura 4.30
Caso 7: Perda do SV3	181,1	Figura 4.32
Caso 8: Perda do SV4	77,8	Figura 4.34

Desta forma, observa-se que o uso de integração INS/GPS do tipo *tightly coupled* traz benefícios adicionais significativos em possibilidade em se continuar uma operação RNP AR de 0,1 milhas náuticas, ou ainda, em um aumento do tempo em que o sistema fornece informação de navegação com precisão suficiente para uma extração segura.

Os casos 9 e 10 são executados com perda de 2 e 3 SVs, respectivamente. Os SVs que são excluídos nos casos 9 e 10 constituem o pior caso de perda de 2 e 3 SVs, respectivamente, tendo sido escolhidos para exclusão os satélites cuja perda causa o maior impacto na covariância da posição lateral y. Portanto, para o caso 9 foi simulada a perda do SV3 e SV4; e para o caso 10 foi considerada a perda também do SV1.

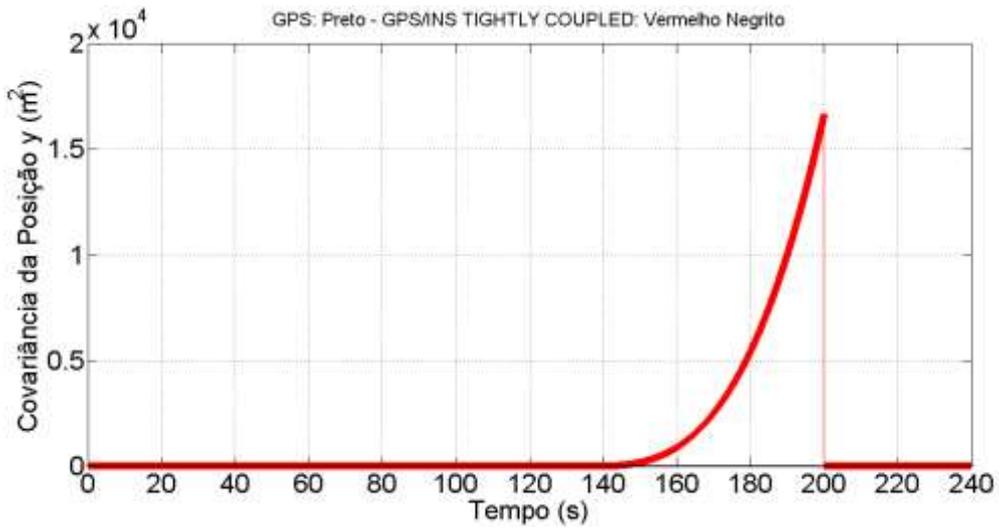


Figura 4.36 – Caso 9: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

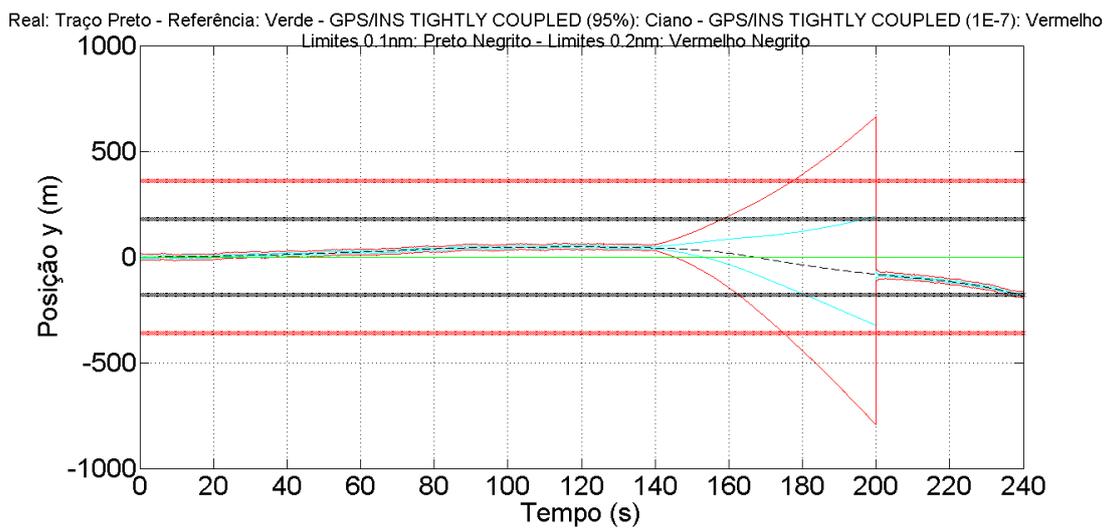


Figura 4.37 – Caso 9: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança:
 INS/GPS *tightly coupled*.

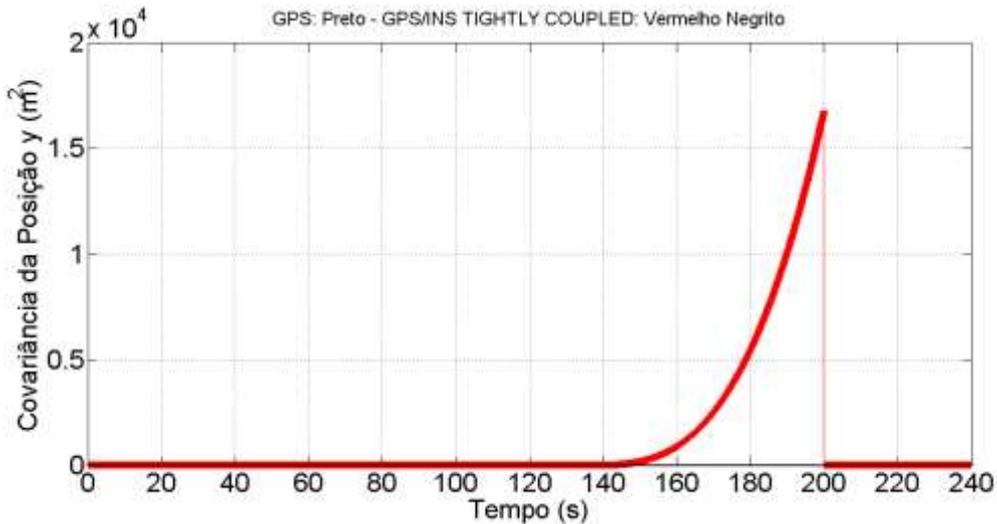


Figura 4.38 – Caso 10: Posição lateral: Covariância de GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

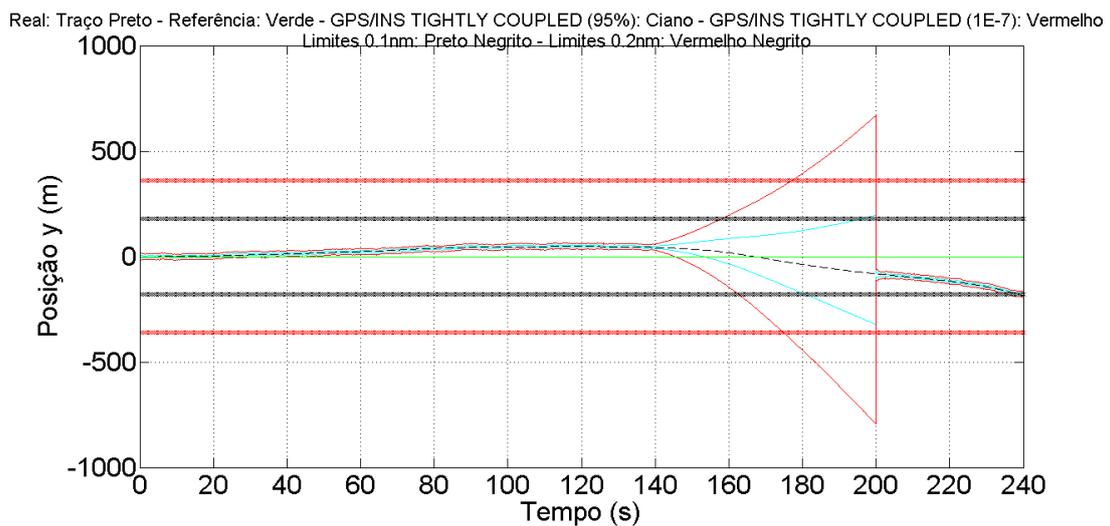


Figura 4.39 – Caso 10: Posição lateral com 95% e 99.99999% (10^{-7}) de confiança: INS/GPS *tightly coupled*.

Como pode ainda ser observado nas figuras dos casos 3 a 10, uma vez sendo readquirido(s) o(s) satélite(s) excluído(s), o sistema rapidamente converge. Isto pode ser percebido através da redução dos erros de navegação e das covariâncias.

Tabela 4.4 – Comparativo entre INS/GPS *loosely* e *tightly coupled*: Casos 3 a 10.

Caso	Covariância da posição y 60s após perda total ou parcial do GPS (m²)	Tempo de excedimento de RNP 0.1 após perda total ou parcial do GPS (s)	Tempo de excedimento do <i>containment</i> após perda total ou parcial do GPS (s)	Referências
Caso 3: INS/GPS <i>Loosely Coupled</i> – perda total de GPS	17630	30,2	24,3	Figura 4.22 Figura 4.23
Caso 4: INS/GPS <i>Tightly Coupled</i> – perda total de GPS	17590	30,8	24,6	Figura 4.26 Figura 4.27
Caso 5: INS/GPS <i>Tightly Coupled</i> – perda do SV1	37,8	NA	NA	Figura 4.28 Figura 4.29
Caso 6: INS/GPS <i>Tightly Coupled</i> – perda do SV2	11,8	NA	NA	Figura 4.30 Figura 4.31
Caso 7: INS/GPS <i>Tightly Coupled</i> – perda do SV3	181,1	NA	NA	Figura 4.32 Figura 4.33
Caso 8: INS/GPS <i>Tightly Coupled</i> – perda do SV4	77,8	NA	NA	Figura 4.34 Figura 4.35
Caso 9: INS/GPS <i>Tightly Coupled</i> – perda dos SVs 3 e 4	16670	30,9	25,0	Figura 4.36 Figura 4.37
Caso 10: INS/GPS <i>Tightly Coupled</i> – perda dos SVs 1, 3 e 4	16805	31,0	24,9	Figura 4.38 Figura 4.39

Na Tabela 4.4 podem ser comparados todos os casos em que houve perda parcial ou total de GPS. Observa-se que os casos 9 e 10 produziram resultados bastante semelhantes aos casos 3 e 4, em razão da geometria residual pobre

após a perda dos SVs 3 e 4, que eram os satélites dominantes na determinação da posição lateral y.

4.2.7. Discussão e Avaliação dos Resultados

Como pode ser observado e discutido nas seções 4.2.4 e 4.2.6, o uso de integração INS/GPS traz benefícios em termos de Precisão, quando comparado com o uso de GPS sem integração. Foi observado também benefícios em termos de capacidade de continuar a operação ou realizar a extração segura em caso de perda de GPS.

O uso de integração INS/GPS do tipo *tightly coupled* trouxe ainda benefícios adicionais em termos de capacidade de continuar a operação ou realizar a extração segura, pois permitiram que os ciclos de correção do filtro de Kalman continuassem a ser executados, mesmo nos casos em que havia menos de 4 satélites visíveis, tal como previsto na literatura. A perda de Observabilidade decorrente da correção a partir de menos de 4 SVs acarreta uma degradação da precisão das medidas de posição, com consequente aumento da covariância; porém, esta degradação se dá em um ritmo mais lento, de modo a prover um dado de posição de melhor precisão por um tempo maior, para fins de se concluir a operação ou se extrair a aeronave de forma segura.

5. CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Neste capítulo serão expostas as principais conclusões deste trabalho relacionadas aos resultados obtidos e encerrando com as sugestões para trabalhos futuros.

5.1. Conclusões

Como pode ser discutido na Seção 4.1, Sistemas de Navegação Aeronáutica para o contexto de CNS-ATM são desenvolvidos e operam dentro de um contexto com muitos *stakeholders* envolvidos e em um cenário de complexidade e muitas interações. Tal cenário passa ainda por uma fase em que se busca estender a capacidade de operação a contextos ainda mais restritivos, com constante proposição de novos procedimentos e atualizações nas exigências para certificação de tais sistemas, com impacto nos requisitos.

A utilização de uma abordagem de Engenharia de Requisitos e Engenharia de Sistemas para o desenvolvimento e acompanhamento do ciclo de vida de Sistemas de Navegação Aeronáutica para o Contexto de CNS-ATM pode trazer benefícios em termos de melhor compreensão do todo e diminuição de riscos relacionados ao atendimento de requisitos, por apresentarem propostas adequadas à lide com sistemas de tal nível de complexidade.

Conforme o problema formulado na Seção 3.1 e seguindo a abordagem proposta na Seção 3.2, foram obtidas evidências que permitem concluir que o uso de integração INS/GPS pode trazer benefícios em termos de melhoria de Precisão de sistemas de Navegação para uso e extensão no contexto de CNS-ATM.

Para o atributo de Precisão foi verificado que o uso de integração INS/GPS tanto do tipo *loosely coupled* quanto *tightly coupled* melhora a covariância da medida de posição em relação ao uso de GPS não integrado a outra fonte de dados de navegação. A melhora na posição lateral pode ser verificada na Tabela 4.1, ao passo que melhoras nas covariâncias das posições vertical e

longitudinal podem ser também verificadas nos gráficos apresentados no Apêndice B.

Outro ponto abordado foi a capacidade de continuar a operação ou se realizar a extração segura em caso de perda de sinal de GPS. Sistemas baseados unicamente em sensor GPS não atendem os requisitos necessários para algumas operações dentro do contexto de CNS-ATM, pois em caso de perda total do sinal de GPS há perda total da informação de navegação, não sendo, portanto possível continuar a operação ou realizar uma extração segura dentro de um nível de confiança mínimo aceitável. O uso de integração INS/GPS tanto do tipo *loosely coupled* quanto *tightly coupled* provê a manutenção da informação de navegação nestes casos e a análise a partir das covariâncias indica a possibilidade de se continuar a operação ou ao menos extrair a aeronave de forma segura. Estes benefícios podem ser constatados na Tabela 4.2 para a posição lateral, ao passo que benefícios para a posição longitudinal podem ser também verificados nos gráficos apresentados no Apêndice B. Igualmente podem ser verificados benefícios para a posição vertical, porém na atualidade os requisitos de precisão para a posição vertical tem demandado o uso de outros tipos de integração de sensores de navegação, de modo que conclusões a respeito de benefícios em termos de posição vertical situam-se fora do escopo deste trabalho e podem ser objeto de um estudo complementar a este.

Os resultados obtidos evidenciam também que o uso de integração INS/GPS do tipo *tightly coupled* traz benefícios adicionais em termos da capacidade de continuar a operação ou se realizar a extração segura em caso de perda parcial de sinal de GPS, pois mantém a atualização da informação de navegação por meio do GPS mesmo com menos de 4 satélites visíveis. Esta capacidade adicional de atualização tem significativo impacto na contenção do aumento de covariância de posição, o que permite que a informação de navegação possa ser utilizada por um tempo maior para fins tanto de continuar a operação como de extrair a aeronave de forma segura. Tais benefícios podem ser constatados na Tabela 4.3 e na Tabela 4.4 para a posição lateral,

ao passo que benefícios para a posição longitudinal podem ser também verificados nos gráficos apresentados no Apêndice B.

Os atributos de Confiabilidade, Disponibilidade e Continuidade, conforme já discutido, não podem ser avaliados diretamente, dado que este trabalho não aborda as probabilidades de falhas de componentes do sistema de navegação. Tais atributos são definidos como “probabilidades”, de modo que métrica aceitável para estes atributos implicaria necessariamente em uma avaliação mais profunda, que fornecesse indicativos que as probabilidades de falhas foram diminuídas. Além disto, ao se integrar INS e GPS, há o benefício de se permitir a continuidade da navegação em caso de perda do GPS, porém a integração dos sinais acrescenta modos de falha que devem ser levados em conta para que se obtenha uma avaliação conclusiva. Os benefícios constatados neste trabalho em termos de capacidade de continuar a operação ou se realizar a extração segura em caso de perda total e/ou parcial de sinal de GPS trazem indicativos que os atributos de Confiabilidade, Disponibilidade e Continuidade são afetados positivamente por meio da integração de INS e GPS, porém conclusões a respeito de tais benefícios carecem de um estudo mais aprofundado, que pode ser realizado em continuidade a este trabalho.

5.2. Sugestões para trabalhos futuros

Sendo o CNS-ATM um campo ainda em evolução, há um vasto espaço para trabalhos futuros na área. A sua extensão a contextos cada vez mais demandantes e restritivos é assunto que ainda envolve discussões e busca de caminhos. Em se tratando apenas de Navegação, os seguintes temas podem ser sugeridos para trabalhos futuros:

- Integração INS/GPS com utilização de sensores GPS com aumento de precisão baseado em satélite (SBAS);
- Integração INS/GPS com utilização de sensores GPS com aumento de precisão baseado no solo (GBAS);

- Estudos de operações no contexto CNS-ATM que sejam mais restritivas em termos de precisão de posição vertical, com a abordagem de integração de sensores de navegação que atendam estes requisitos de precisão, tais como integração de INS com GPS SBAS ou GBAS ou integração envolvendo sensores anemométricos;
- Abordagem de algoritmos de monitoramento de Integridade baseados na integração INS/GPS, em complemento aos algoritmos de Detecção e Exclusão de Falhas (FDE – *Fault Detection and Exclusion*) atualmente em uso para o GPS;
- Abordagem de integração INS/GPS com sistemas receptores multiconstelação capazes de processar sinais de GPS e Glonass;
- Abordagem de integração INS/GPS com os futuros sistemas receptores de GNSS que processem outros sinais multifrequencia ou multiconstelação, à medida que tais sinais forem disponibilizados;
- Estudo de integrações multisensores, incluindo GPS, INS, outros sensores de rádio navegação e sensores anemométricos;
- Estudos dos efeitos de corrupção de dados de um sensor em um sistema integrado e formas de mitigação de tais efeitos;
- Meios de mitigação de *spoofing*;
- Estudos que abordem as diferentes arquiteturas de sistemas de navegação, bem como as probabilidades de falhas de cada item, de modo a confirmar benefícios de integração INS/GPS em termos de Confiabilidade, Disponibilidade e Continuidade.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ADINOLFI, A. G.; RIBEIRO, C. E. V.; VALADARES, R. C. B. **Sistema de navegação aeronáutico**. São José dos Campos: INPE, 2010. Arquivo Power Point para apresentação de trabalho final da disciplina CSE-201 – Engenharia de Sistemas.

ADINOLFI, A. G.; SOUZA, M. L. O. **A Requirements Based Approach to Future Aeronautical Navigation Systems Based on Global Navigation Satellite Systems**. In: CONGRESSO SAE Brasil 2011, 2011, São Paulo. **Proceedings...** São Paulo: SAE, 2011. v. Artigo 2012-36-0513. Papel. ISBN 014Congresso SAE Brasil, São Paulo, SP, 2011.

ADINOLFI, A.G.; KUGA, H. K.; SOUZA, M. L. O. Refinements of the GPS Kalman estimates for the position and velocity of a vehicle during high acceleration transients using IMU measurements. In: CONGRESSO SAE Brasil, 2012, São Paulo. **Proceedings...** São Paulo: SAE, 2012. v. Artigo 2012-36-0513.

ADINOLFI, A.G.; KUGA, H. K.; SOUZA, M. L. O. **Refinements of the Kalman estimates for the position and velocity of a vehicle obtained with GPS using inertial navigation system's measurements: a comparative analysis**. In: CONGRESSO SAE Brasil, 2013, São Paulo. **Proceedings...** São Paulo: SAE, 2013. v. Artigo 2013-36-0650.

ANDERSEN, H.; FULTON, S.; **Performance-based navigation**. Washington DC, 2010. Arquivo Power Point apresentado no Workshop A2 da Aviation Week NextGen Ahead Conference, 2010.

BANCROFT, S. An algebraic solution of the GPS equations. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, v. 21, p. 56 - 59, 1985.

BARONI, L. **Análise de algoritmos de navegação para um sistema GPS diferencial de tempo real**. 2004. 120 p. (INPE-13601-TDI/1040). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2004. Disponível em:<<http://urlib.net/sid.inpe.br/jeferson/2004/09.21.09.01>>. Acesso em: 25 out. 2013.

BLANCHARD, B. S. **System engineering and management**. 2. ed. Wiley, 1998.

EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY (EASA). **AMC 20-26** - airworthiness approval and operational criteria for RNP authorisation required (RNP AR) Operations. December 23, 2009.

EINWOEGERER, W. **Mecanização de central de navegação inercial com dados a partir da integração de IMU MEMS e receptor GPS**. 2009. 142 p. (INPE-15763-TDI/1506). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009. Disponível em <<http://urlib.net/8JMKD3MGP8W/34RU7UB>>. Acesso em: 05 mar. 2012.

EVANS, C. D., RIGGINS, R. **The design and analysis of integrated navigation systems using real INS and GPS data**. In: AEROSPACE AND ELECTRONICS CONFERENCE (NAECON 1995), 1995, Dayton.. **Proceedings...** Dayton: IEEE, 1995.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **AC 20-138A** - airworthiness approval of Global Navigation Satellite System (GNSS) equipment. Washington DC, 2003.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **AC 20-138B** - airworthiness approval of positioning and navigation systems. Washington DC, 2010.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **AC 20-138C** Washington DC, 2012.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **AC 20-140A** – guidelines for design approval of aircraft data link communication services supporting Air Traffic Services (ATS). Washington DC, 2010.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **AC 20-165** – airworthiness approval of Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B) Out Systems. Washington DC, 2010.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **AC 23.1309-1E** – system safety analysis and assessment for part 23 airplanes. Washington DC, 2011.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **AC 25.1309-1A** – system design and analysis. Washington DC, 1988.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **AC 90-105** - approval guidance for RNP operations and barometric vertical navigation in the U.S. national airspace system. Washington DC, 2009.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **FAA's NextGen implementation plan.** Washington DC, 2010.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **Order 8260.52** - United States standard for Required Navigation Performance (RNP) approach procedures with Special Aircraft and Aircrew Authorization Required (SAAAR). Washington DC, 2005.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **Order 8260.58** - United States standard for Performance Based Navigation (PBN) instrument procedure design. Washington DC, 2012.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA). **Roadmap for performance based navigation** - evolution for area navigation (RNAV) and Required Navigation Performance (RNP) Capabilities - 2006-2025. Washington DC, 2006.

FU, L.; ZHU, Y., A study on GPS integrity monitoring algorithms based on ultra-tight integration system. In: IEEE CONFERENCE ON INDUSTRIAL ELECTRONICS AND APPLICATIONS, 2011, Beijing, China, **Proceedings...**IEEE, 2011.

GELB, A.; KASPER Jr., J. F.; NASH Jr., R. A.; PRICE, C. F.; SUTHERLAND Jr., A. A. **Applied optimal estimation.** 16. th printing. Cambridge, MA, USA: The M.I.T. Press, 2001.

GEORGE, M.; SUKKARIEH, S., **Tightly coupled INS/GPS with Bias estimation for UAV applications.** In: AUSTRALIASIAN CONFERENCE ON ROBOTICS AND AUTOMATION (ACRA), 2005, Sydney, Australia. **Proceedings...** Sydney: ARAA, 2005.

GORDON, G. S. Navigation systems integration. In: IEE COLLOQUIUM ON AIRBORNE NAVIGATION SYSTEMS WORKSHOP, 1997, London. **Proceedings...** London: IEEE, 1997. (Digest No. 1997/169).

GREWAL, M. S.; WEILL, L. R.; ANDREWS, A. P. **Global positioning systems, inertial navigation, and integration.** 2. ed. New Jersey: JohnWiley and Sons, 2007.

GROVES, P. D. **Principles of GNSS, inertial and mutisensor integrated navigation systems.** Boston/London Artech House, 2008.

HONEYWELL INC., **Laseref VI micro inertial reference system product description.** March 2012.

International Civil Aviation Organization (ICAO). **doc. 9613** - Performance-based Navigation (PBN) Manual. 3. ed., 2008.

INCOSE, Systems Engineering Handbook - **A Guide for System Life Cycle Processes and Activities**. June 2006.

KUGA, H. K. **Otimização em sistemas dinâmicos II**. São José dos Campos, SP, Brasil: INPE, 2011. Notas de aulas.

LI, D.; WANG, J. **System Design and Performance Analysis of Extended Kalman Filter-Based Ultra-Tight GPS/INS Integration**. Position, Location, And Navigation Symposium, 2006 IEEE/ION.

LOUREIRO, G., **Engenharia de sistemas** - aula 2 - conceitos básicos. , São José dos Campos, SP: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2010.

LOUREIRO, G.; ADINOLFI, A. G.; RIBEIRO, C. E. V.; ANDRADE, R. C. B, Systems Concurrent Engineering to Develop an Aeronautical Navigation System. **Product: Management & Development**, v. 8, n. 2, São Carlos, SP, 2010. Disponível via <http://pmd.hostcentral.com.br/viewpub.php?id=135>.

MARQUES FILHO, E. A. **Navegação através de um sistema de um sistema integrado GPS-INS baseado em IMU não giroscópica**. 2005. 131 p. (INPE-14490-TDI/1171). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2005. Disponível em <<http://urlib.net/6qtX3pFwXQZ3P8SECKy/Gt8L8>>. Acesso em: 02 abr. 2013.

MARQUES FILHO, E. A., KUGA, H. K., RIOS NETO, A. **Integrated GPS/INS navigation system based on a gyroscope-free IMU**. In: BRAZILIAN CONFERENCE ON DYNAMICS, CONTROL AND THEIR APPLICATIONS (DINCOM), 2006, Guaratigueta. **Proceedings...** 2006. P. 6. Papel. (INPE-14032-PRE/9206).

_____. **NAVSTAR GPS user equipment introduction** – public release version, 1996.

RTCA Inc., **DO-200A** - Standards for Processing Aeronautical Data. Washington DC, 1998.

RTCA Inc., **DO-236B** – Minimum Aviation Systems Performance Standars – Required Navigation Performance for Area Navigation. Washington DC, 2003.

RTCA Inc., **DO-260B** – Minimum Operational Performance Standards for 1090 MHz Extended Squitter Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B) and Traffic Information Services – Broadcast (TIS-B). Washington DC, 2009.

RTCA Inc., **DO-316** – Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Aircraft Based Augmentation System for Airborne Equipment. Washington DC, 2009.

RTCA, **nextgen mid-term implementation task force report**. Washington DC, 2009.

SAE International. **ARP-4754** - Certification Considerations for Highly-Integrated or Complex Aircraft Systems. Warrendale, PA, 1996.

SAE International. **ARP-4761** - Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment. Warrendale, PA, 1996.

SAE International. **ARP-5150** - Safety Assessment of Transport Airplanes in Commercial Service. Warrendale, PA, 2003.

SAGE, A. P. **Systems engineering**. Wiley, 1992.

SOUZA, M. L. O.; CARVALHO, T. R. **The fault avoidance and the fault tolerance approaches for increasing the reliability of aerospace and automotive systems**. In: SAE BRASIL, São Paulo. 2005. p. 15. (INPE-13723-PRE/8916). Disponível em:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/iris@1916/2005/12.13.16.10>>. Acesso em: 29 out.

2013. Vesely, W.S.; STAMATELATOS, M.; DUGAN, J.; FRAGOLA, J.; MINARICK III, J.; RAILSBACK, J. **Fault tree handbook with aerospace applications**. Washington, DC: NASA Office of Safety and Mission Assurance, NASA Headquarters, 2002.

VIEWEG, S. **Integrity Monitoring and Failure Identification within an Integrated Satellite/Inertial Navigation System**. In: POSITION LOCATION AND NAVIGATION SYMPOSIUM, 1994, Las Vegas. **Proceedings...** Las Vegas: IEEE, 1994.

Warfield, J.N.; CÁRDENAS, A.R. **A handbook of interactive management**. 2. ed.. Ames, Iowa, USA: Iowa State University Press, 1994.

WARFIELD, J.N. **A science of generic design: managing complexity through systems design**. 2.ed. Ames, Iowa, USA: Iowa State University Press, 1994.

XIAO-DONG, W.; SI-LIANG, W.; JIA-QI, W. J. L. A Fast Integrity Algorithm for the Ultra-tight Coupled GPS/INS System. In: International Conference on Signal Processing ICSP 2008, 9., 2008.Beijing. **Proceedings...** Beijing: IEEE, 2008.

A. APÊNDICE A: DADOS DOS SATÉLITES DE GPS UTILIZADOS

Foram utilizados os seguintes dados de satélites visíveis, obtidos no site www.n2yo.com:

Pesquisa feita em 19 de março de 2013, sobre satélites visíveis sobre a cidade de Innsbruck, na Áustria. Foram excluídos todos os satélites com ângulo de elevação inferior a 20 graus, restando os 6 satélites descritos abaixo:

NAVSTAR 47 (USA 150)

LOCAL TIME: 03:15:17

UTC: 06:15:17

LATITUDE: 29.07

LONGITUDE: -26.68

ALTITUDE [km]: 20070.58

SPEED [km/s]: 3

AZIMUTH: 252 WSW

ELEVATION: +45.8

RA: 15h 44m 53s

DEC: 22° 22' 19"

Este satélite, tendo sido um dos satélites constituintes do arranjo de 4 SVs com o melhor HDOP, foi denominado neste trabalho como SV1.

NAVSTAR 66 (USA 232)

LOCAL TIME: 03:16:24

UTC: 06:16:24

LATITUDE: 53.76

LONGITUDE: -0.8

ALTITUDE [km]: 20189.51

SPEED [km/s]: 2.78

AZIMUTH: 314.6 NW

ELEVATION: +76.8

RA: 17h 42m 28s

DEC: 55° 29' 58"

NAVSTAR 22 (USA 66)

LOCAL TIME: 03:16:42

UTC: 06:16:42

LATITUDE: 43.42

LONGITUDE: -1.1

ALTITUDE [km]: 20134.29

SPEED [km/s]: 2.88

AZIMUTH: 250.9 WSW

ELEVATION: +77.4

RA: 17h 45m 22s

DEC: 41° 57' 14"

NAVSTAR 46 (USA 145)

LOCAL TIME: 03:16:59

UTC: 06:16:59

LATITUDE: 37.7

LONGITUDE: 15.86

ALTITUDE [km]: 20012.29

SPEED [km/s]: 2.84

AZIMUTH: 159.4 SSE

ELEVATION: +76.7

RA: 19h 12m 25s

DEC: 34° 38' 33"

Este satélite, tendo sido um dos satélites constituintes do arranjo de 4 SVs com o melhor HDOP, foi denominado neste trabalho como SV2.

NAVSTAR 54 (USA 177)

LOCAL TIME: 03:17:17

UTC: 06:17:17

LATITUDE: -3.58

LONGITUDE: 18.98

ALTITUDE [km]: 20418.22

SPEED [km/s]: 3.16

AZIMUTH: 170.3 S

ELEVATION: +26.5

RA: 19h 26m 6s

DEC: -16° 46' 21"

Este satélite, tendo sido um dos satélites constituintes do arranjo de 4 SVs com o melhor HDOP, foi denominado neste trabalho como SV3.

NAVSTAR 49 (USA 154)

LOCAL TIME: 03:17:46

UTC: 06:17:46

LATITUDE: 55

LONGITUDE: 90.44

ALTITUDE [km]: 20366.44

SPEED [km/s]: 2.77

AZIMUTH: 49.8 NE

ELEVATION: +30.6

RA: 1h 11m 52s

DEC: 48° 37' 19"

Este satélite, tendo sido um dos satélites constituintes do arranjo de 4 SVs com o melhor HDOP, foi denominado neste trabalho como SV4.

B. APÊNDICE B: PLOTAGENS COMPLEMENTARES DE DADOS SIMULADOS

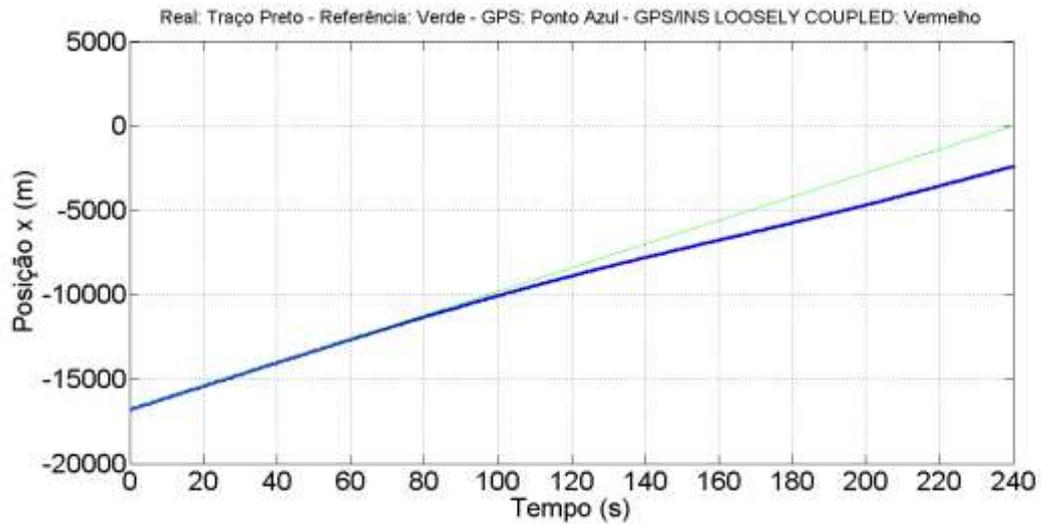


Figura B.1 - Caso 1: Posição x.

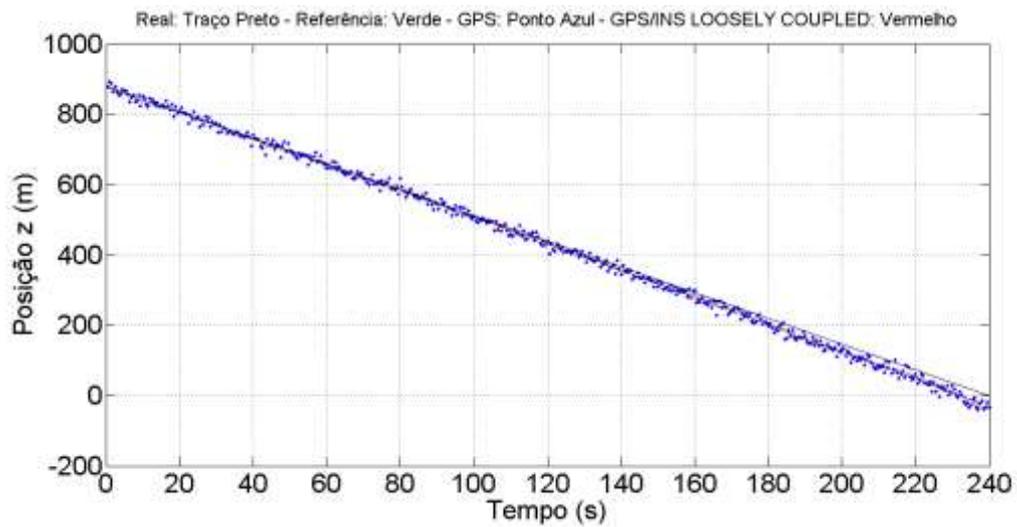


Figura B.2 - Caso 1: Posição z.

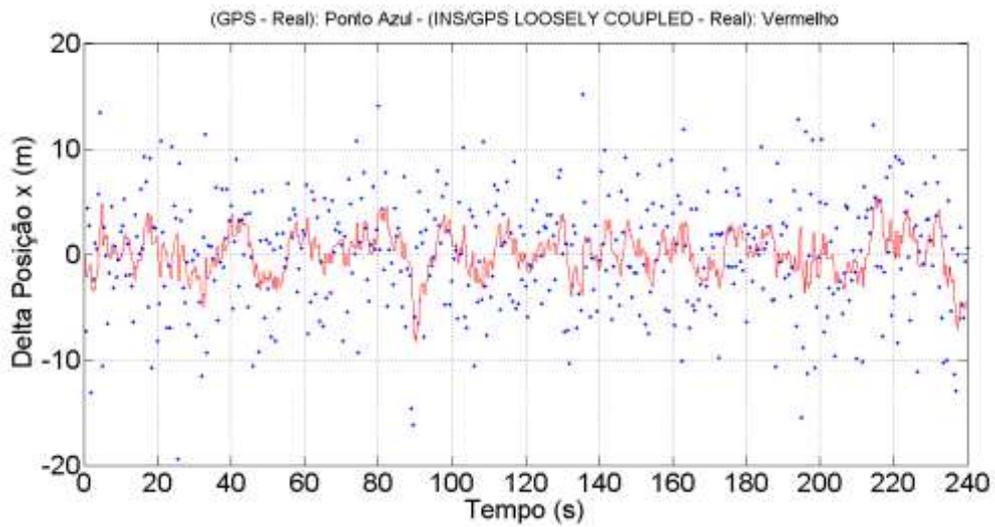


Figura B.3 - Caso 1: Erro da Posição x.

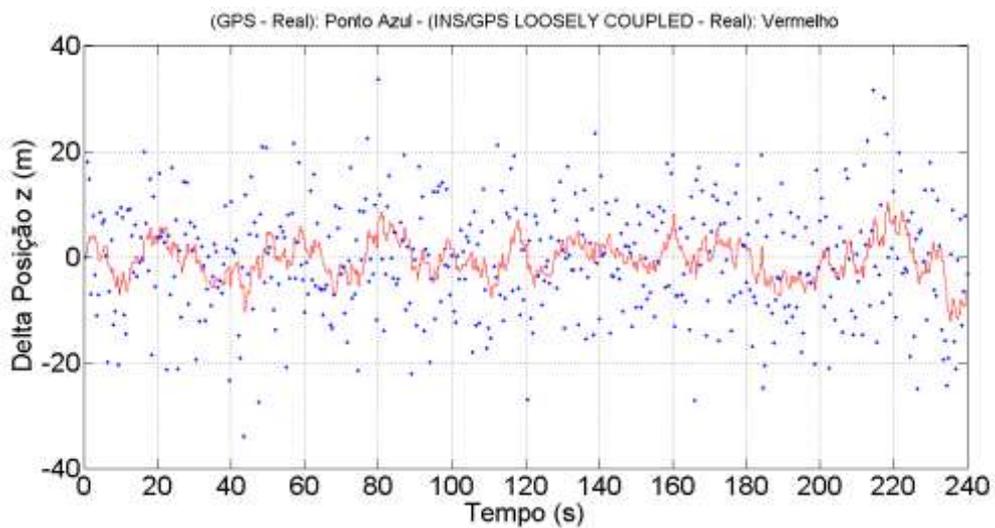


Figura B.4 - Caso 1: Erro da Posição z.

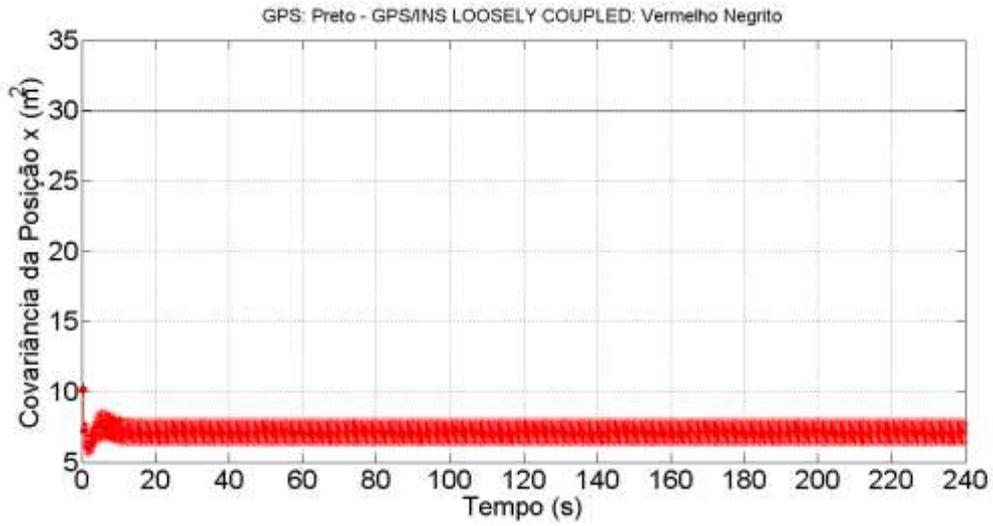


Figura B.5 - Caso 1: Covariância da Posição x.

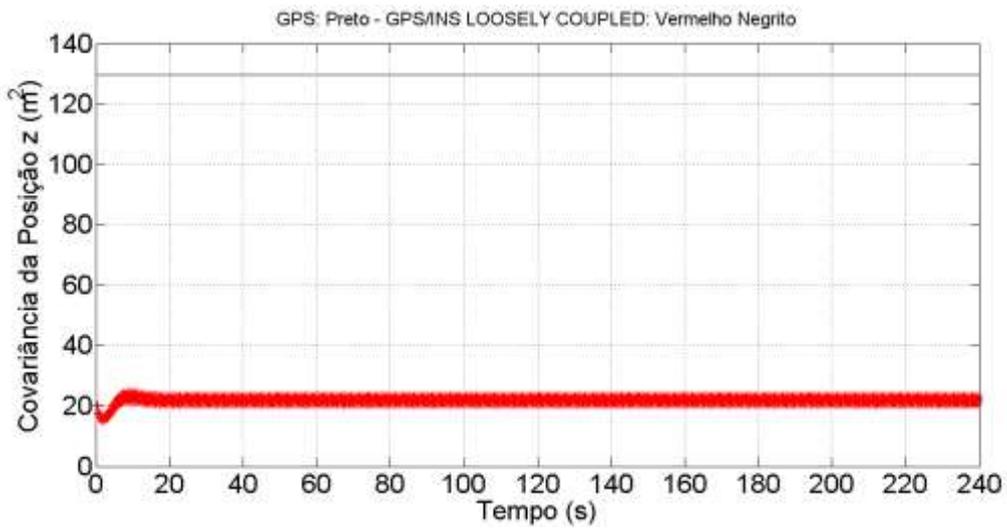


Figura B.6 - Caso 1: Covariância da Posição z.

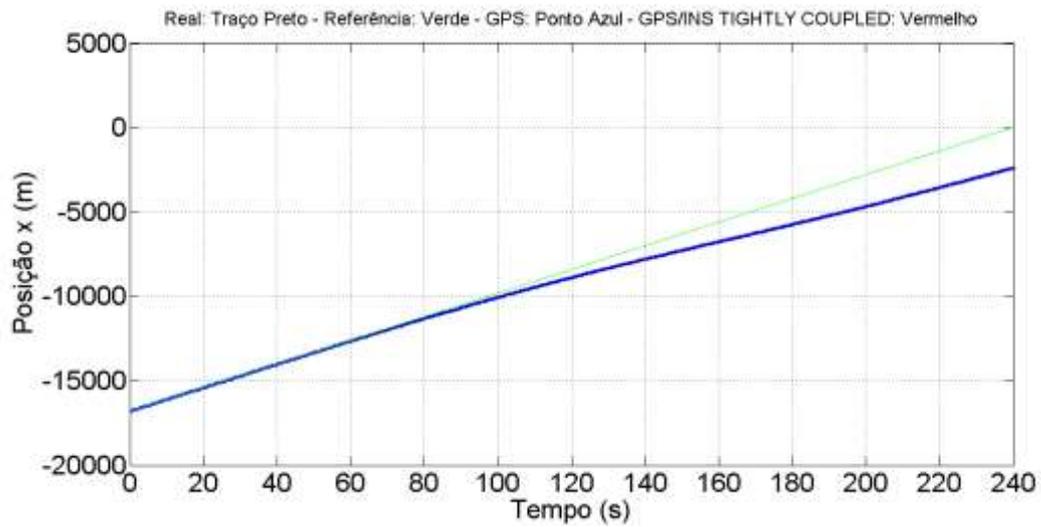


Figura B.7 - Caso 2: Posição x.

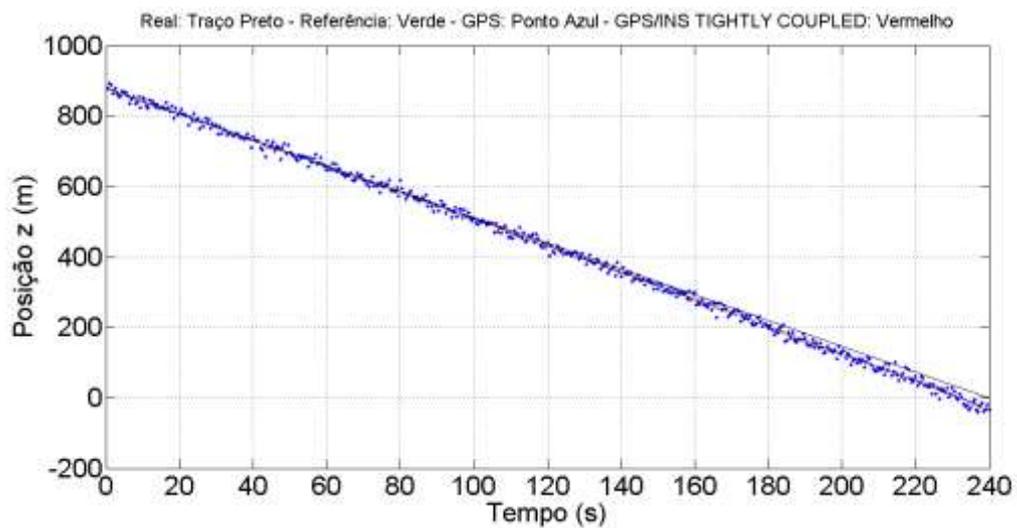


Figura B.8 - Caso 2: Posição z.

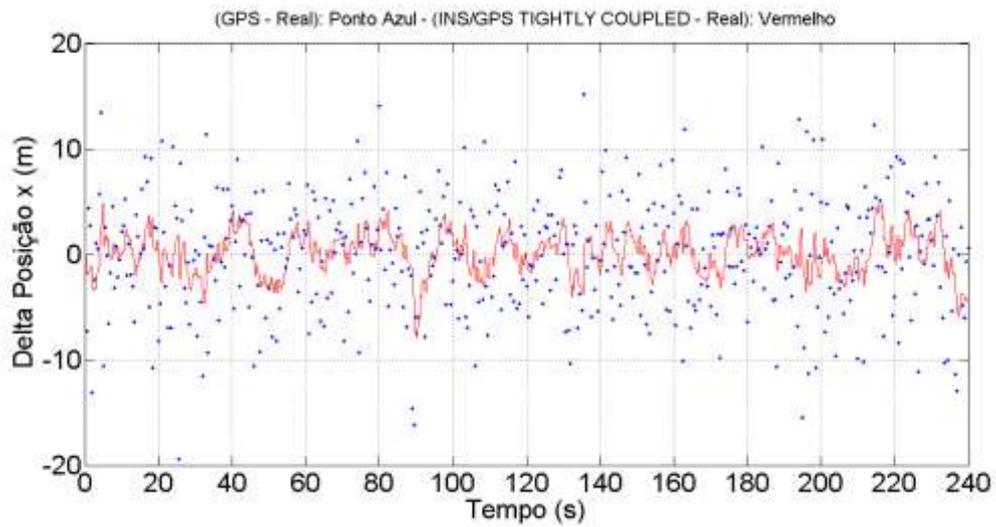


Figura B.9 - Caso 2: Erro da Posição x.

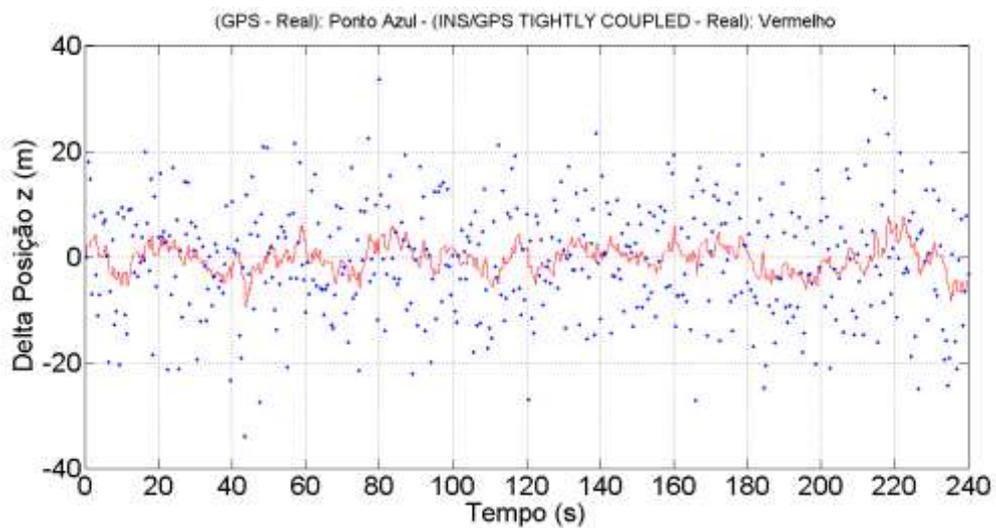


Figura B.10 - Caso 2: Erro da Posição z.

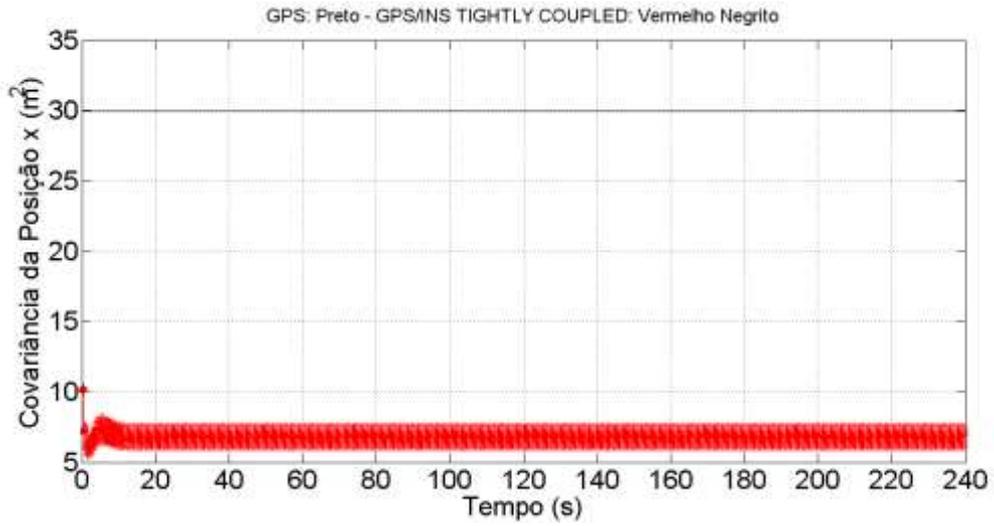


Figura B.11 - Caso 2: Covariância da Posição x.

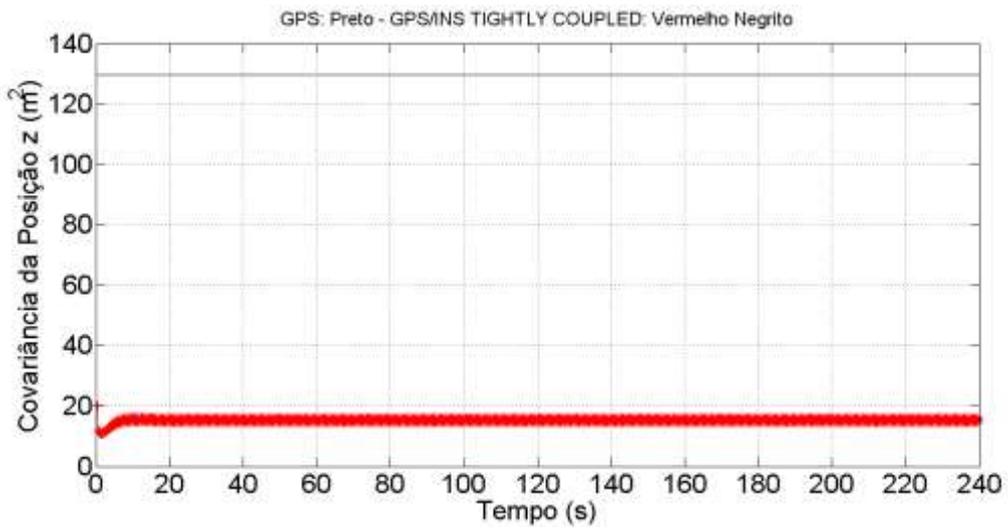


Figura B.12 - Caso 2: Covariância da Posição z.

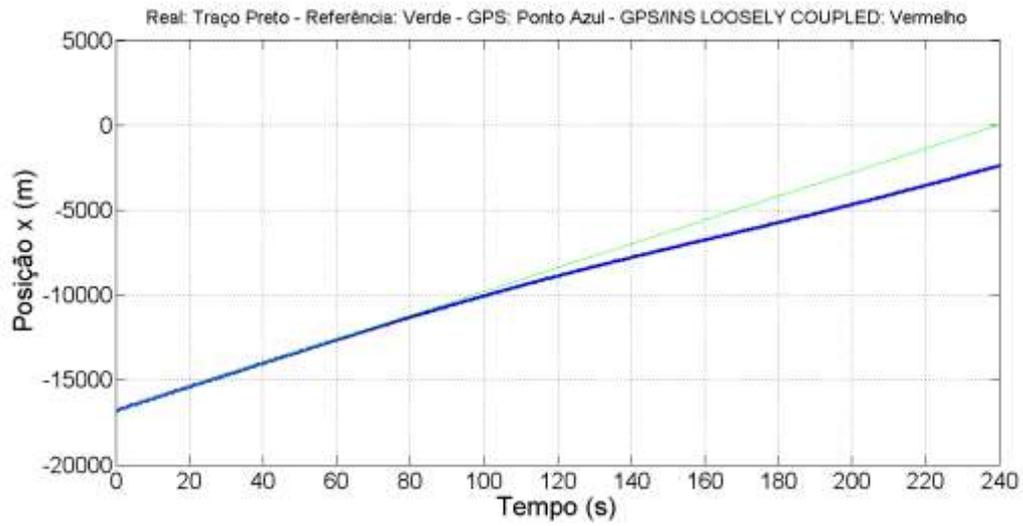


Figura B.13 - Caso 3: Posição x.

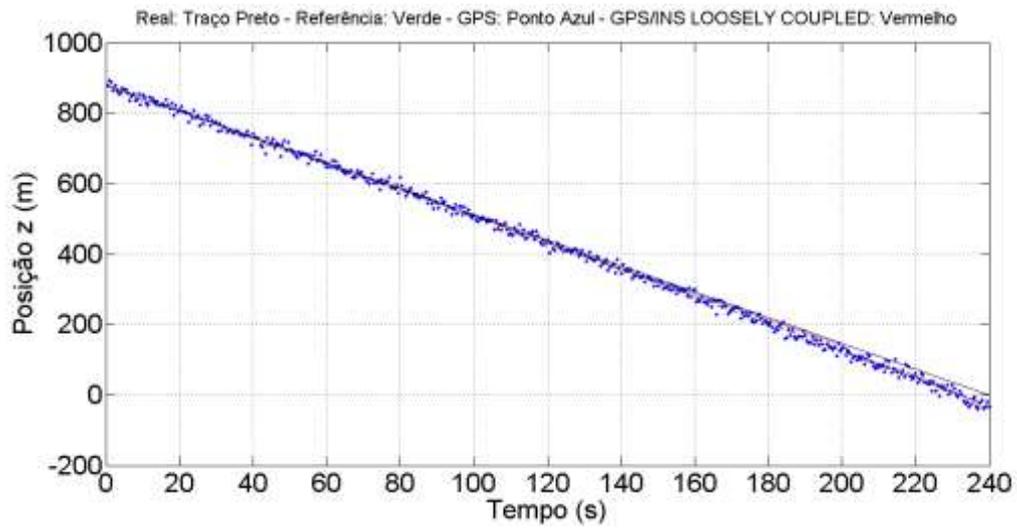


Figura B.14 - Caso 3: Posição z.

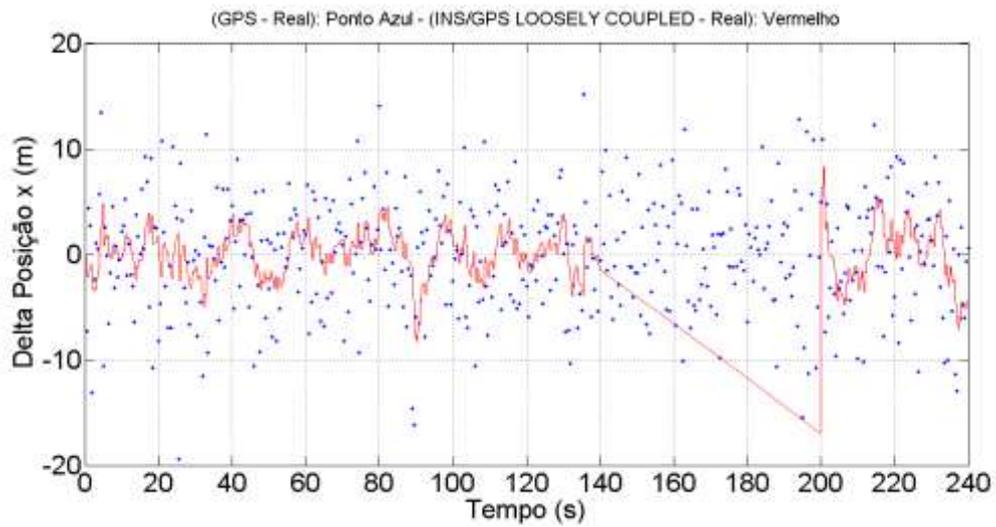


Figura B.15 - Caso 3: Erro da Posição x.

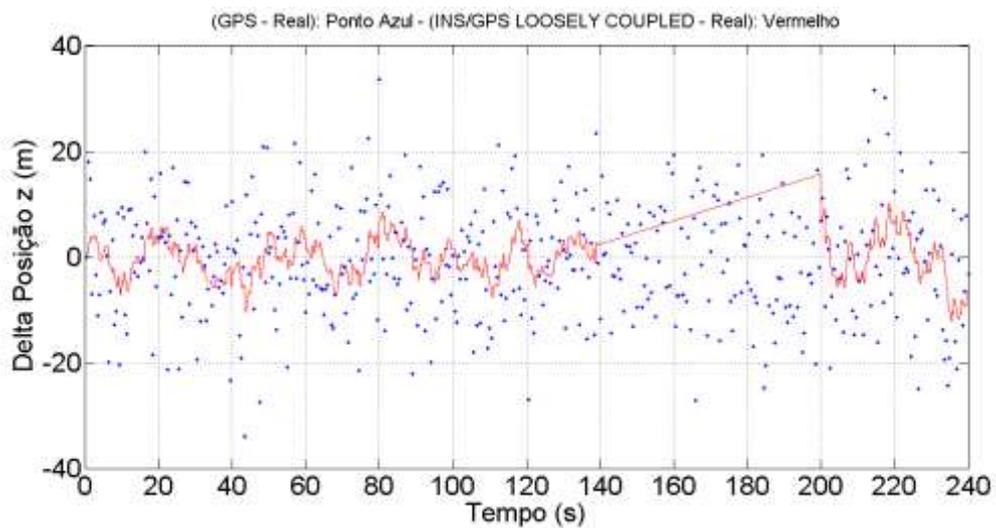


Figura B.16 - Caso 3: Erro da Posição z.

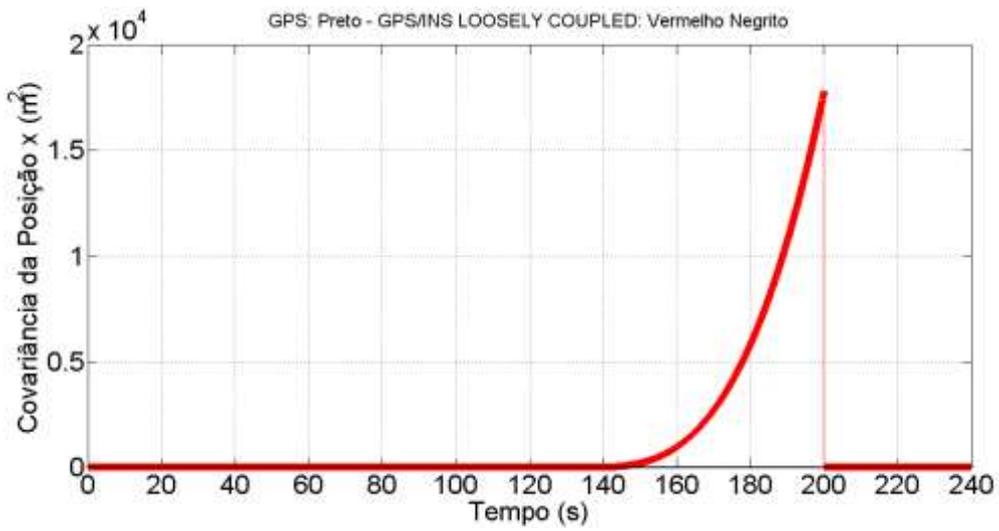


Figura B.17 - Caso 3: Covariância da Posição x.

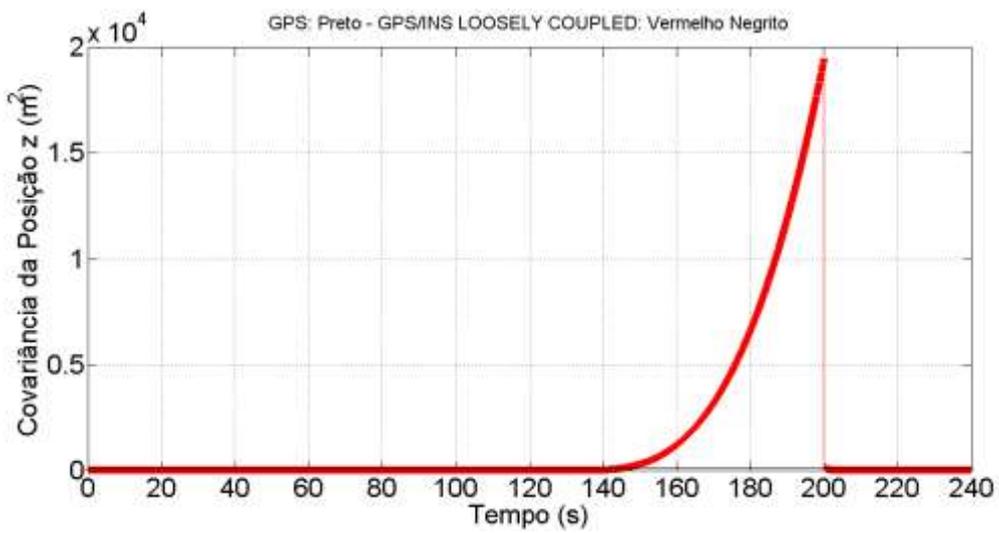


Figura B.18 - Caso 3: Covariância da Posição z.

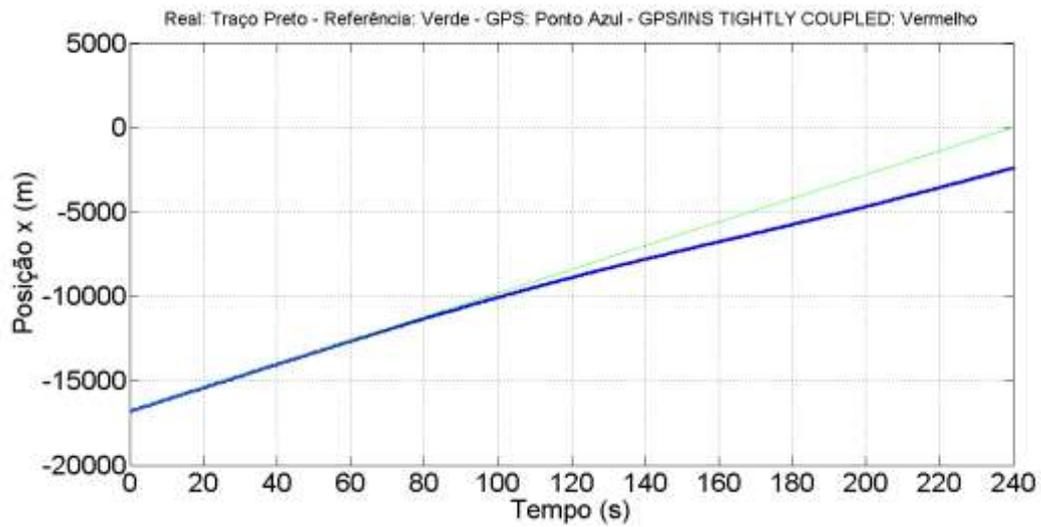


Figura B.19 - Caso 4: Posição x.

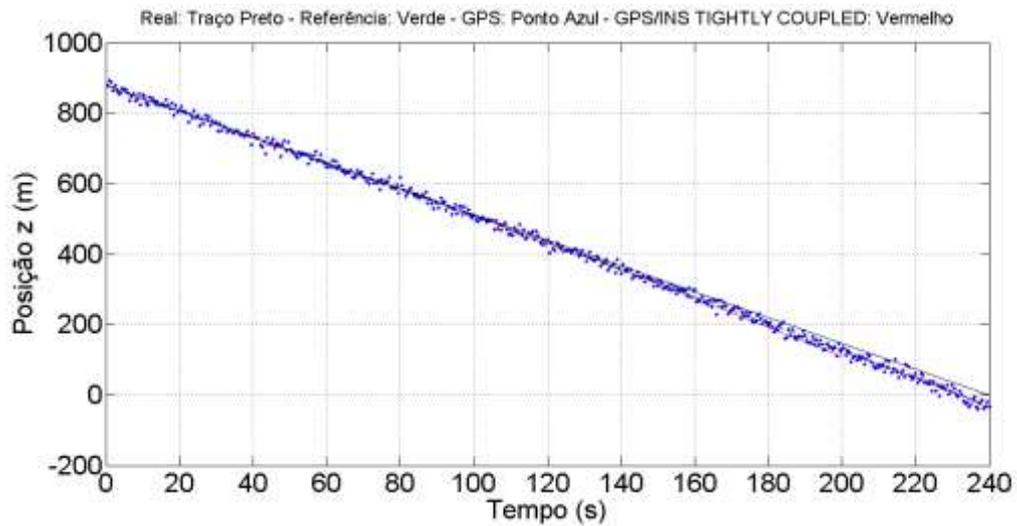


Figura B.20 - Caso 4: Posição z.

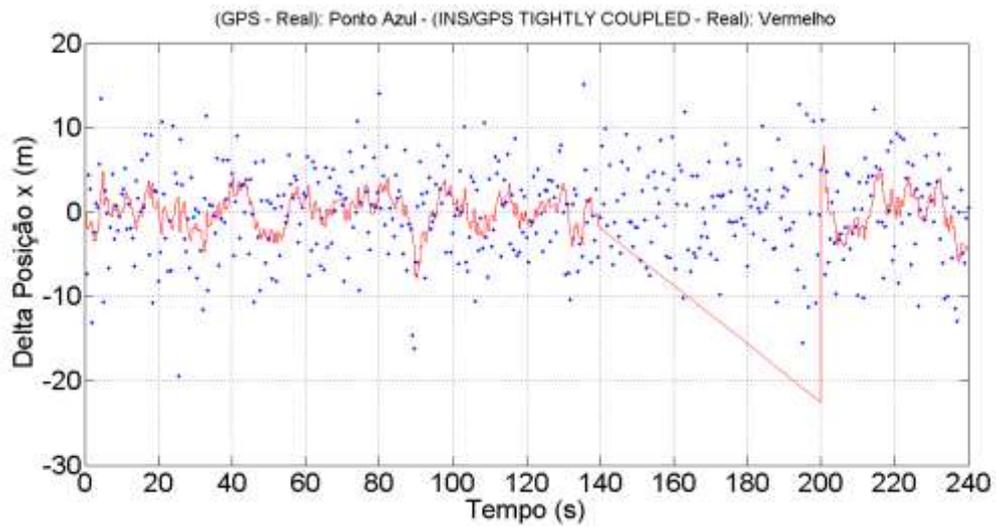


Figura B.21 - Caso 4: Erro da Posição x.

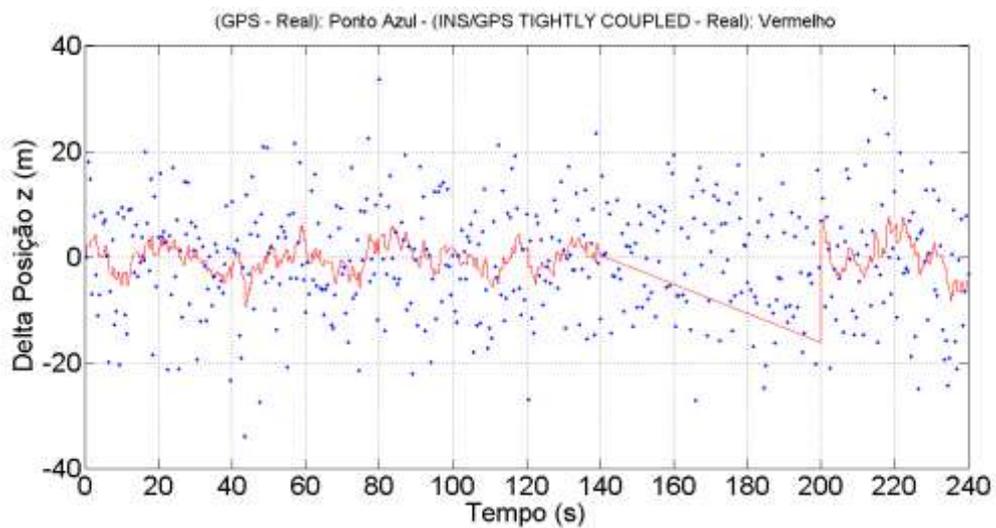


Figura B.22 - Caso 4: Erro da Posição z.

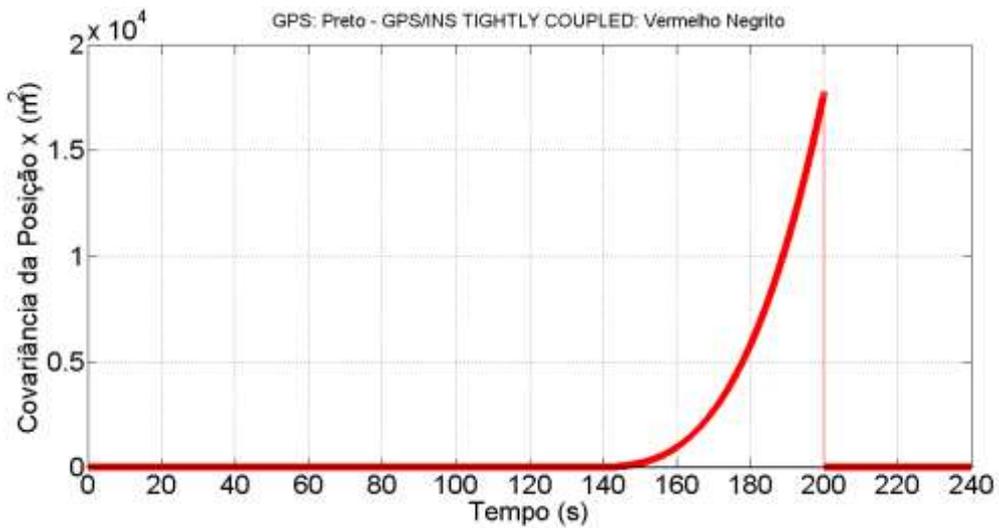


Figura B.23 - Caso 4: Covariância da Posição x.

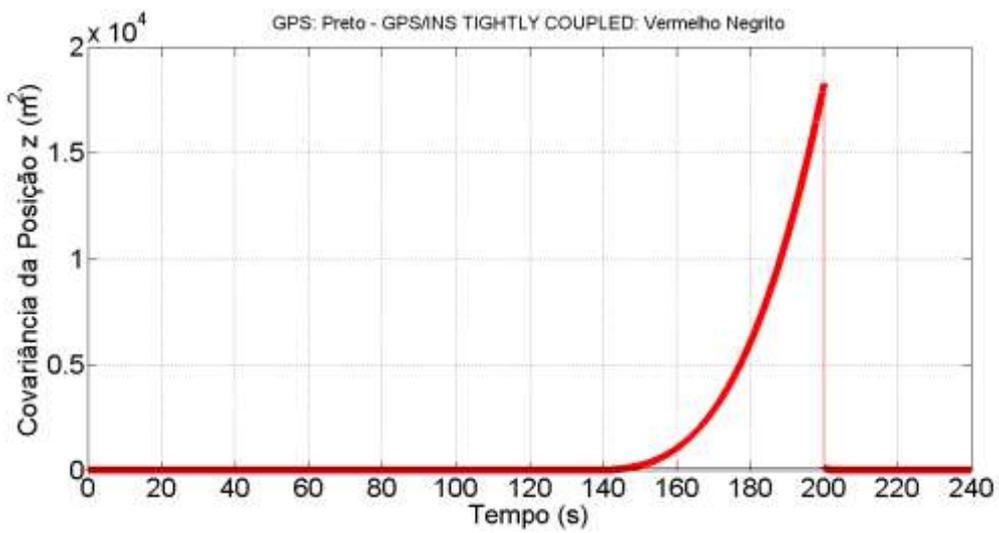


Figura B.24 - Caso 4: Covariância da Posição z.

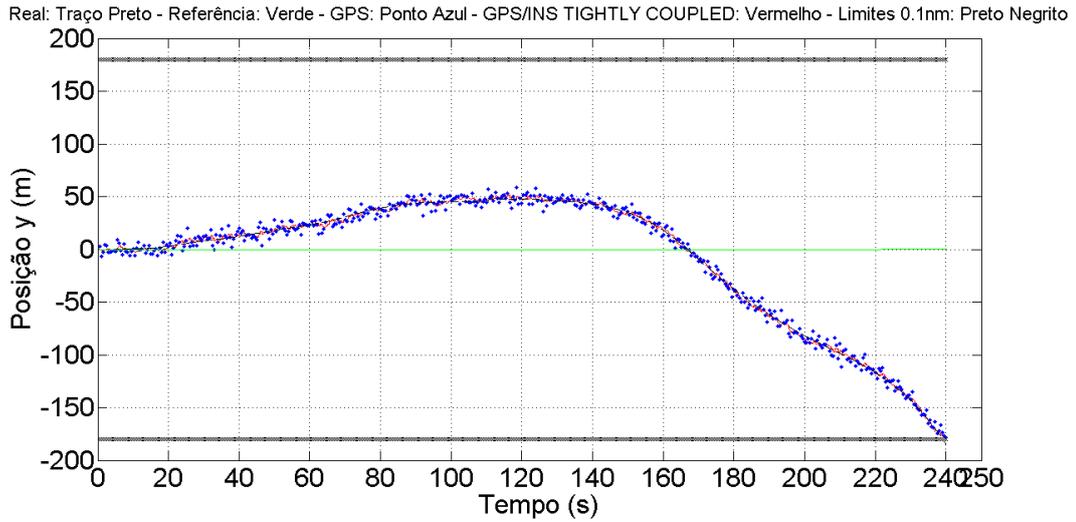


Figura B.25 - Caso 5: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *tightly coupled*.

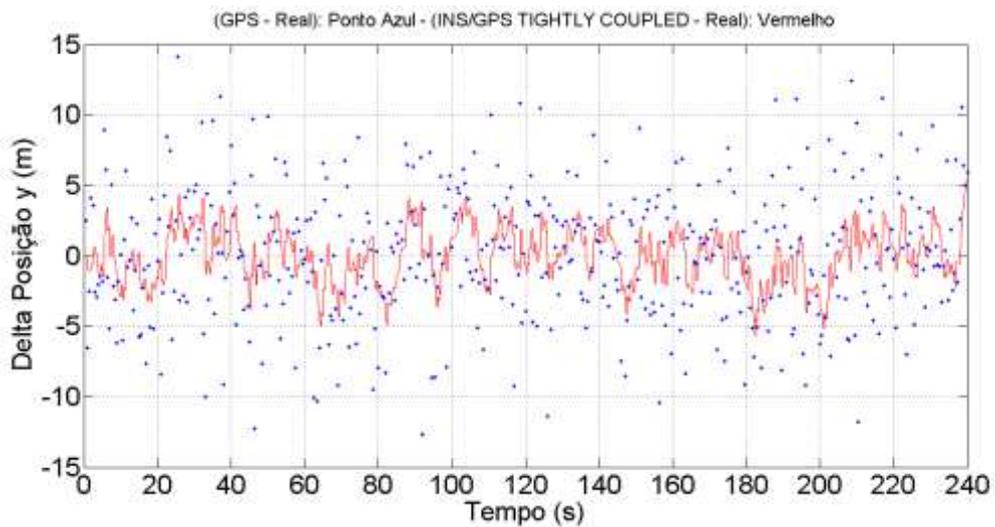


Figura B.26 - Caso 5, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

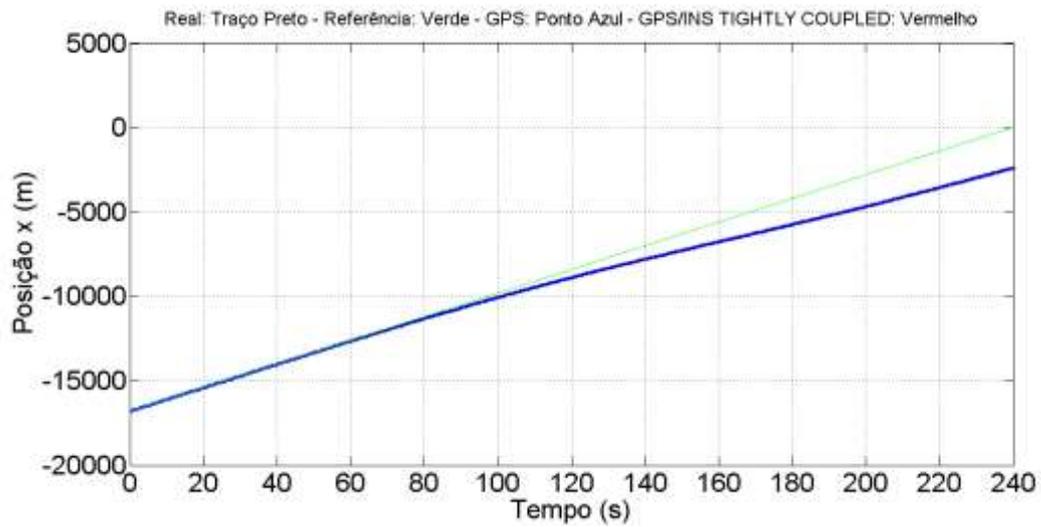


Figura B.27 - Caso 5: Posição x.

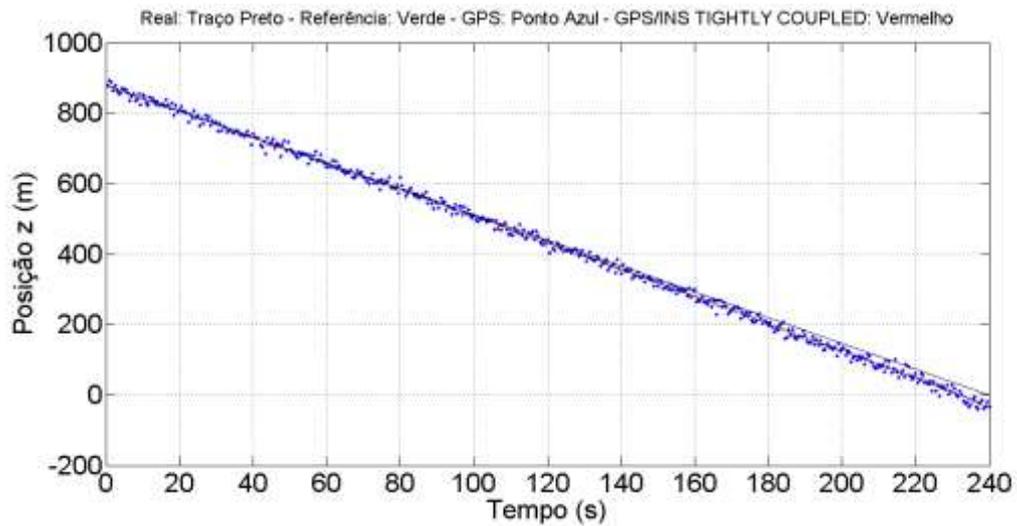


Figura B.28 - Caso 5: Posição z.

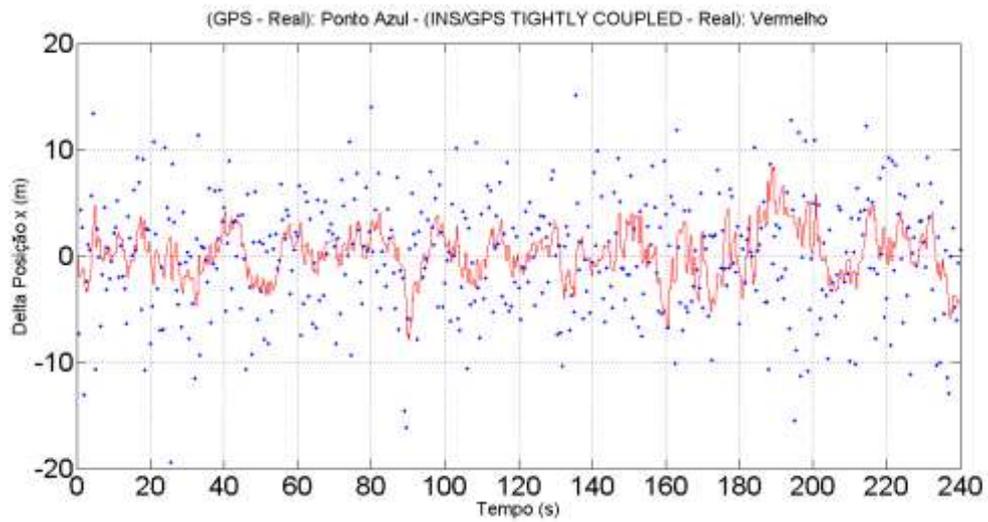


Figura B.29 - Caso 5: Erro da Posição x.

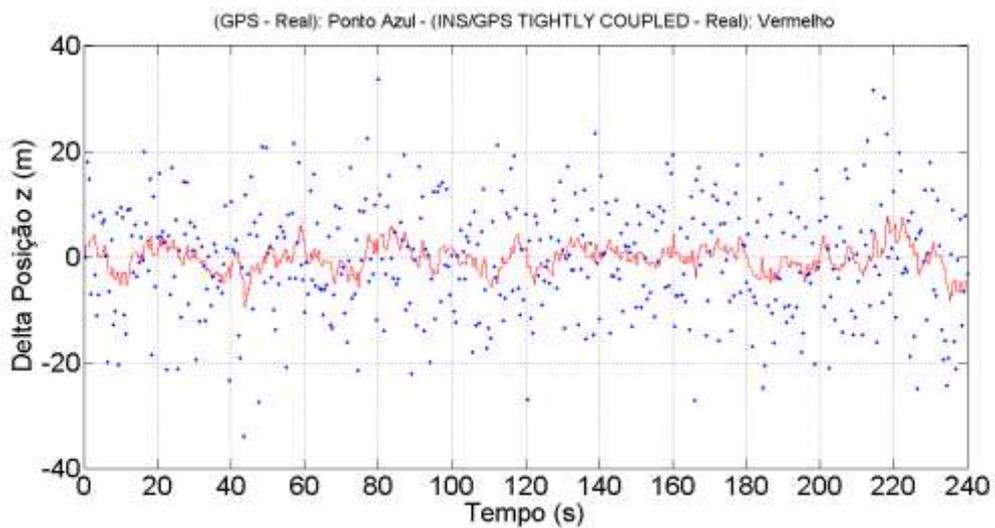


Figura B.30 - Caso 5: Erro da Posição z.

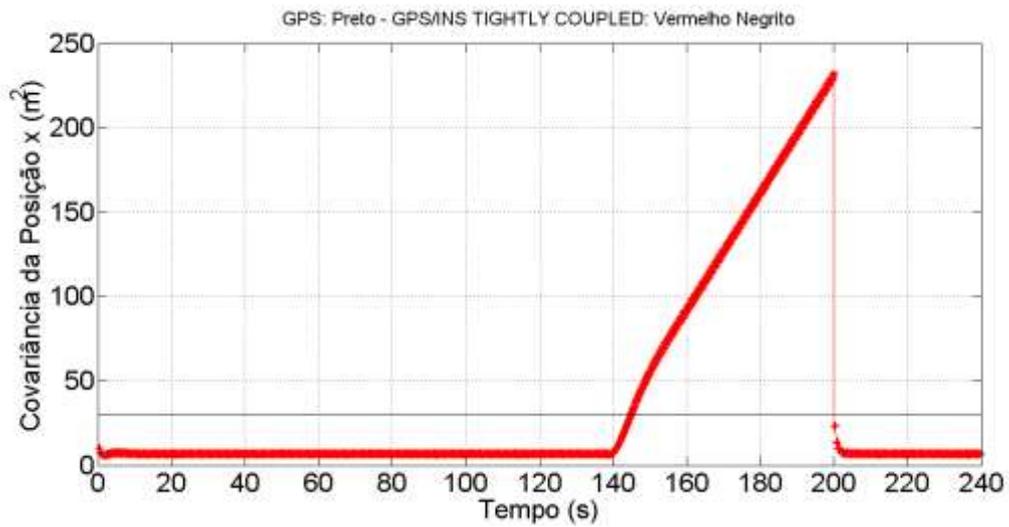


Figura B.31 - Caso 5: Covariância da Posição x.

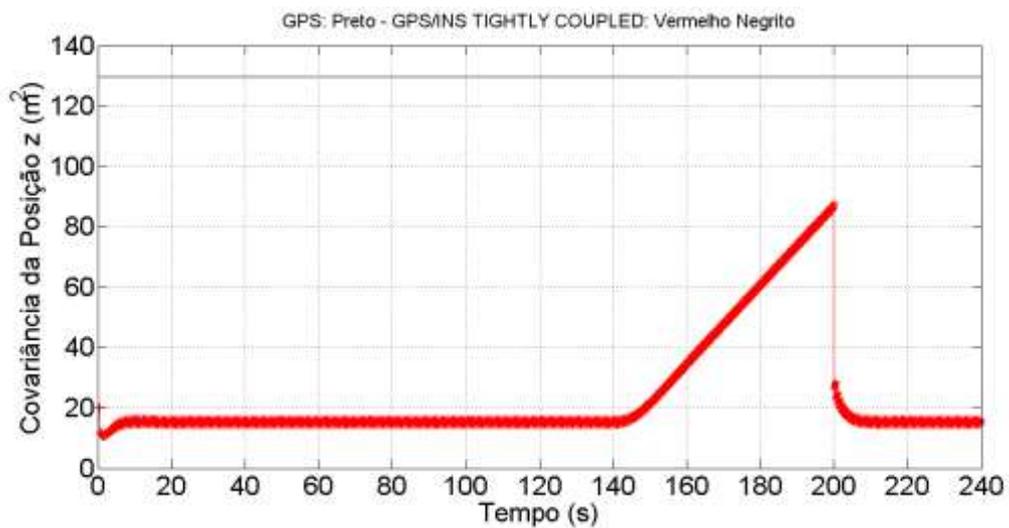


Figura B.32 - Caso 5: Covariância da Posição z.

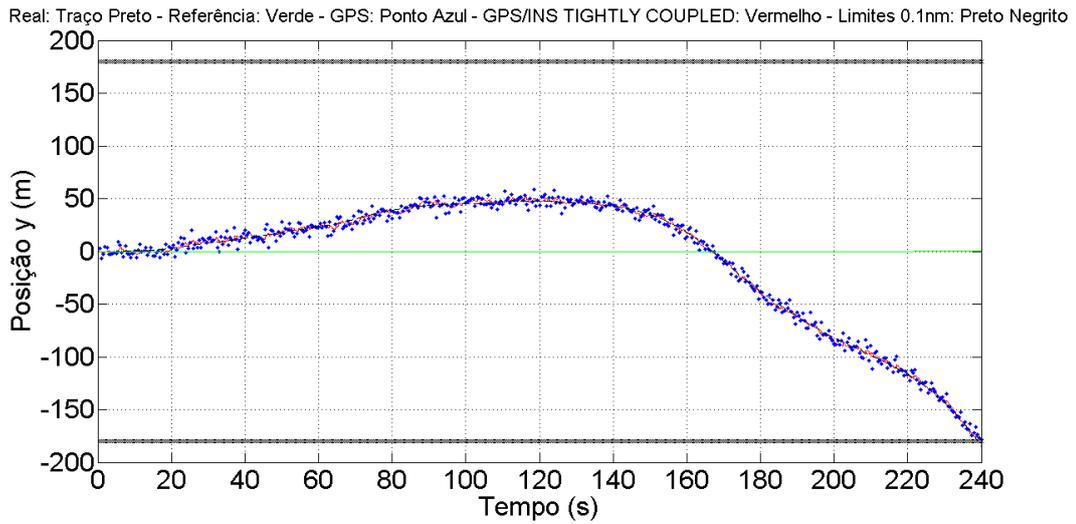


Figura B.33 - Caso 6: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *tightly coupled*.

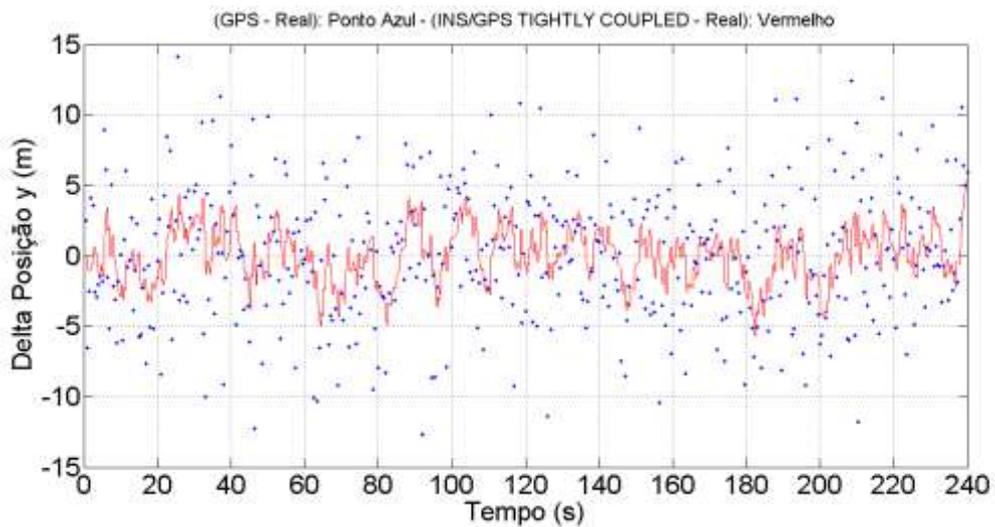


Figura B.34 - Caso 6, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

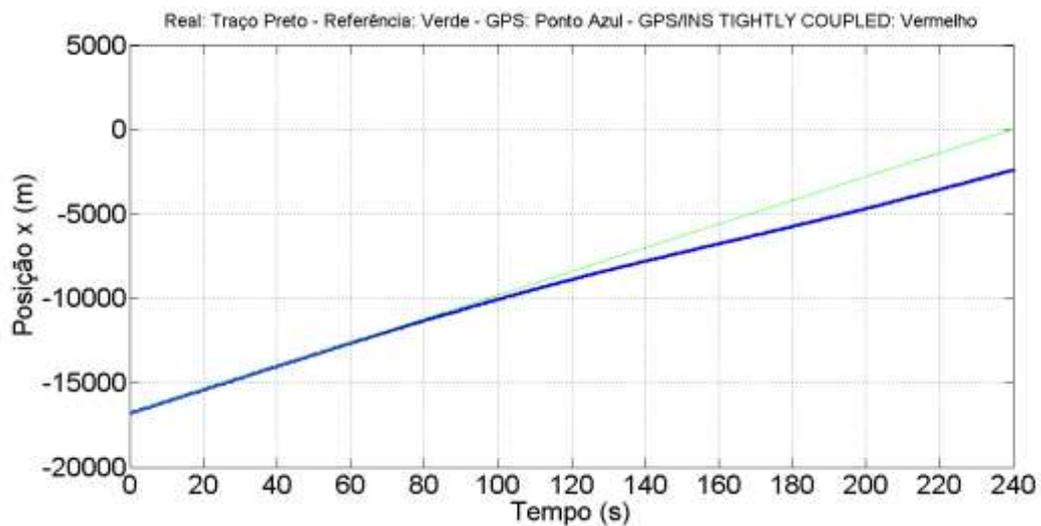


Figura B.35 - Caso 6: Posição x.

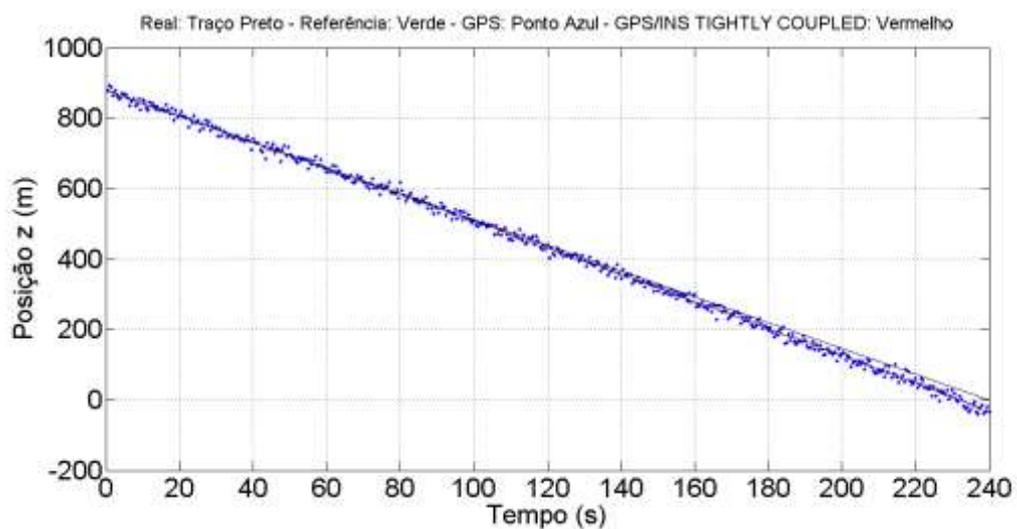


Figura B.36 - Caso 6: Posição z.

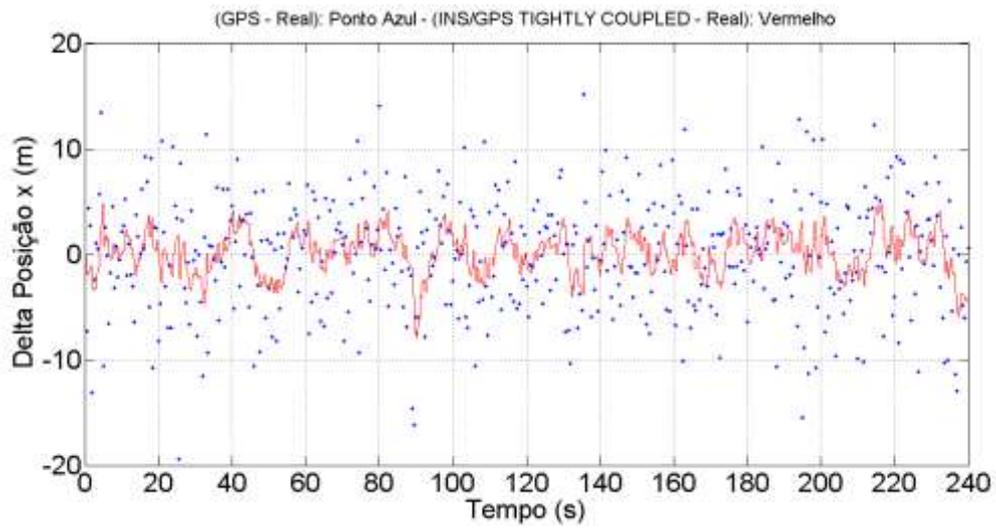


Figura B.37 - Caso 6: Erro da Posição x.

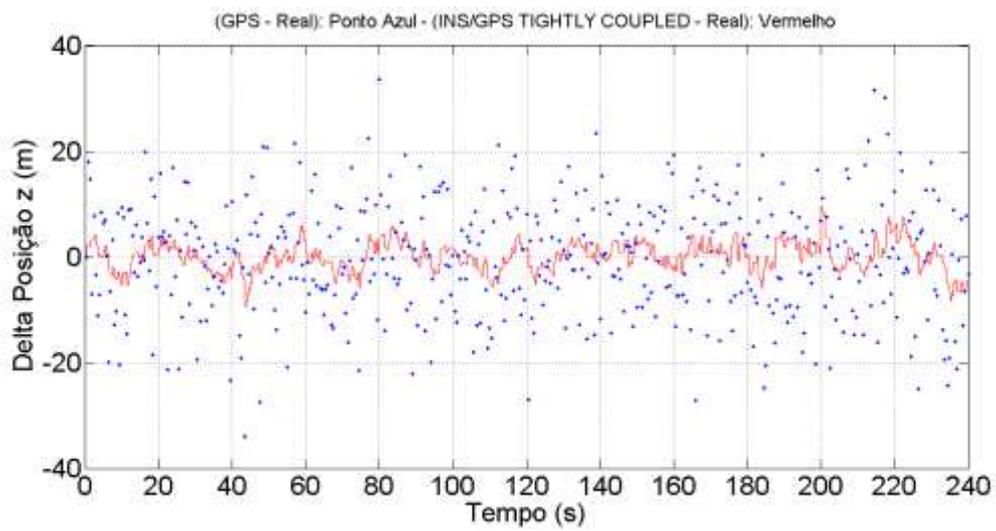


Figura B.38 - Caso 6: Erro da Posição z.

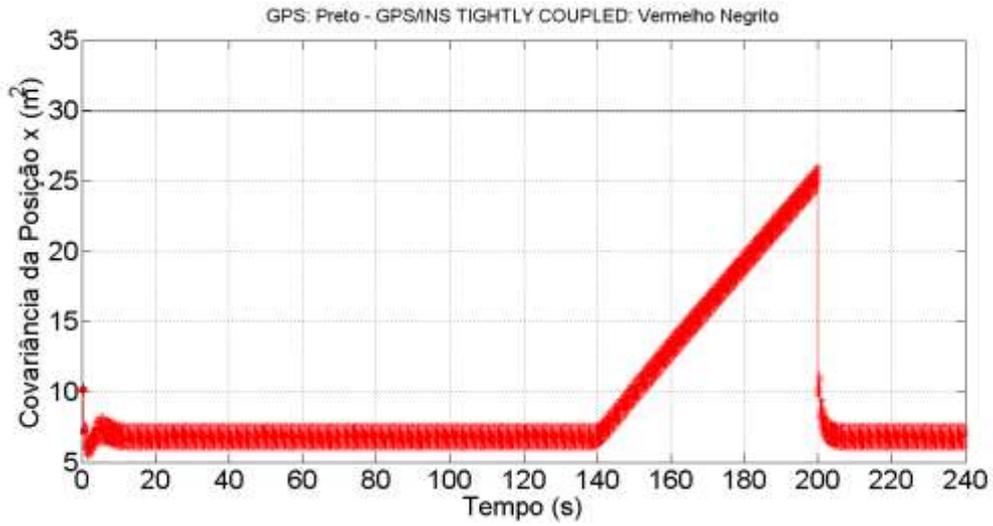


Figura B.39 - Caso 6: Covariância da Posição x.

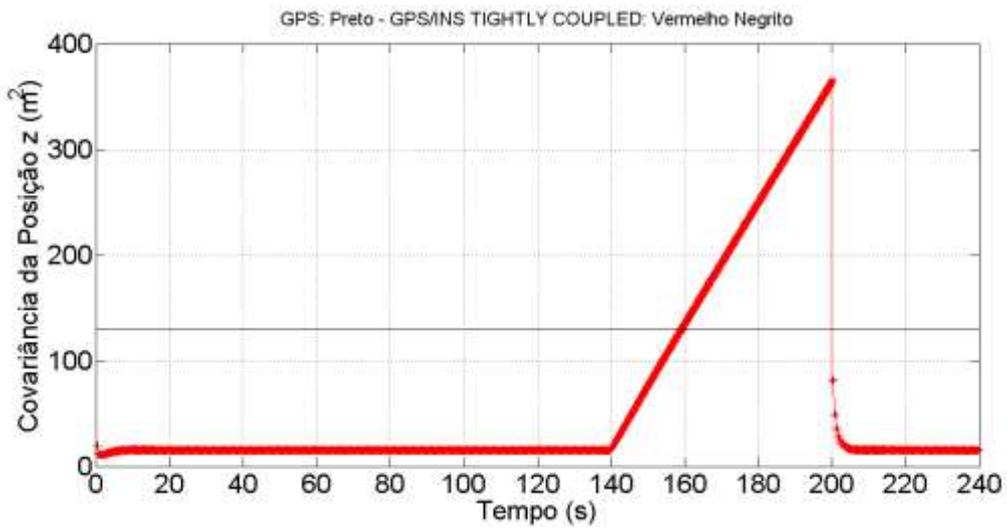


Figura B.40 - Caso 6: Covariância da Posição z.

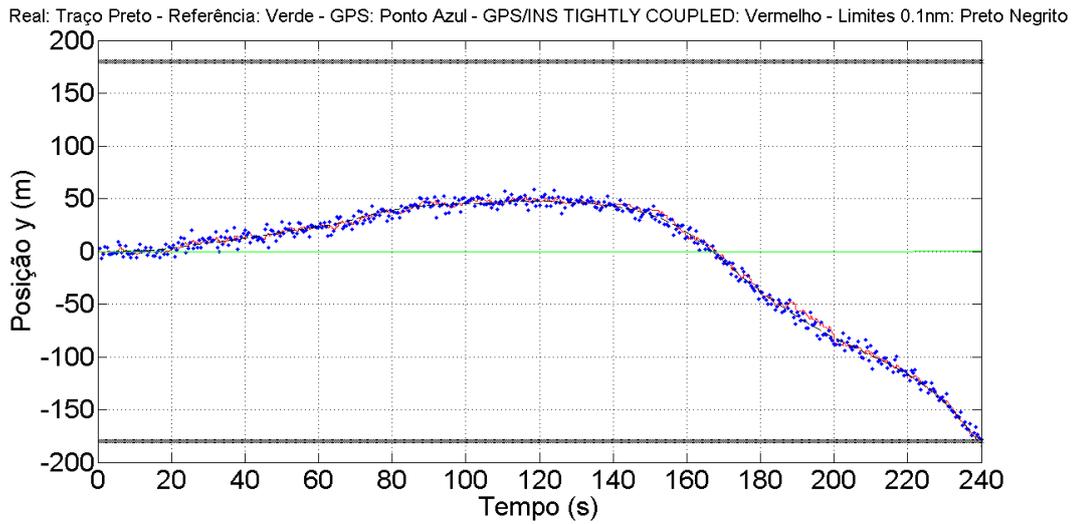


Figura B.41 - Caso 7: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *tightly coupled*.

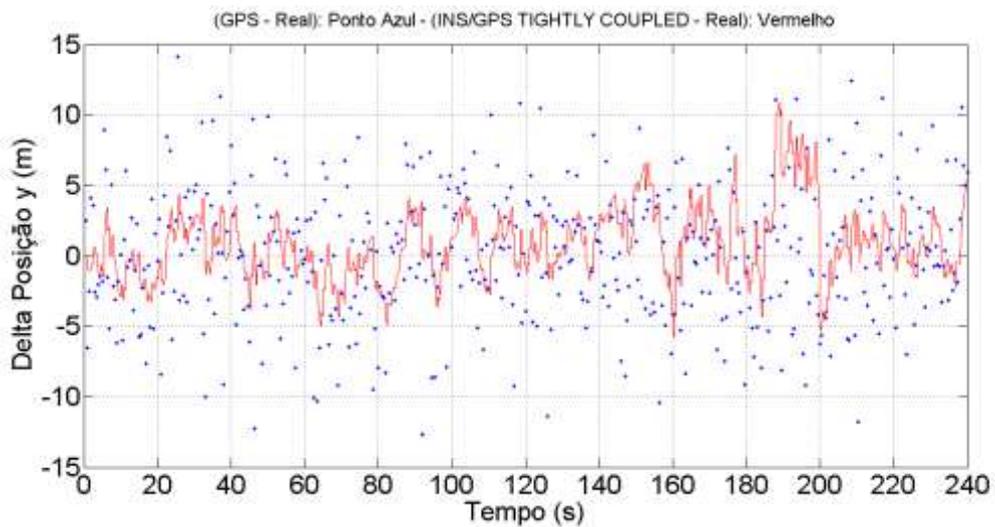


Figura B.42 - Caso 7, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

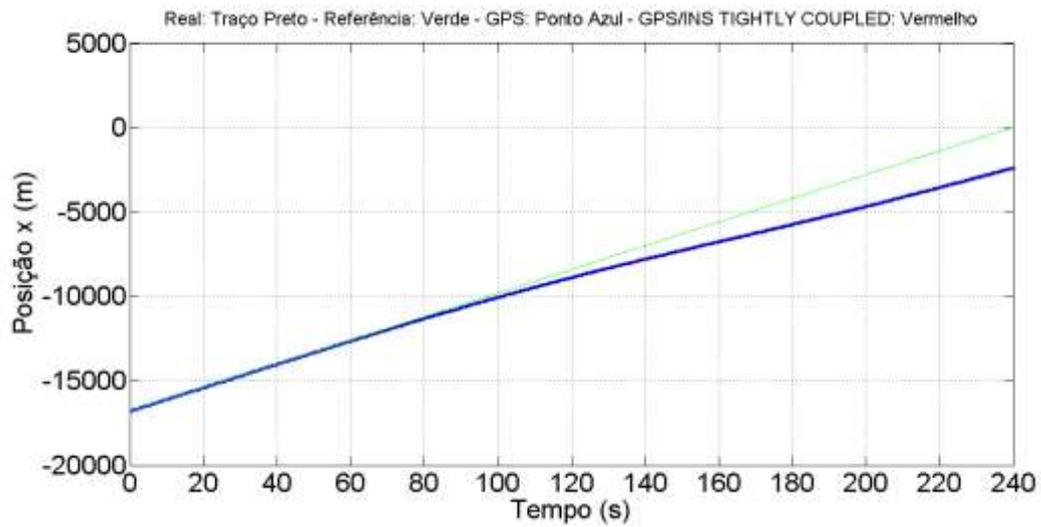


Figura B.43 - Caso 7: Posição x.

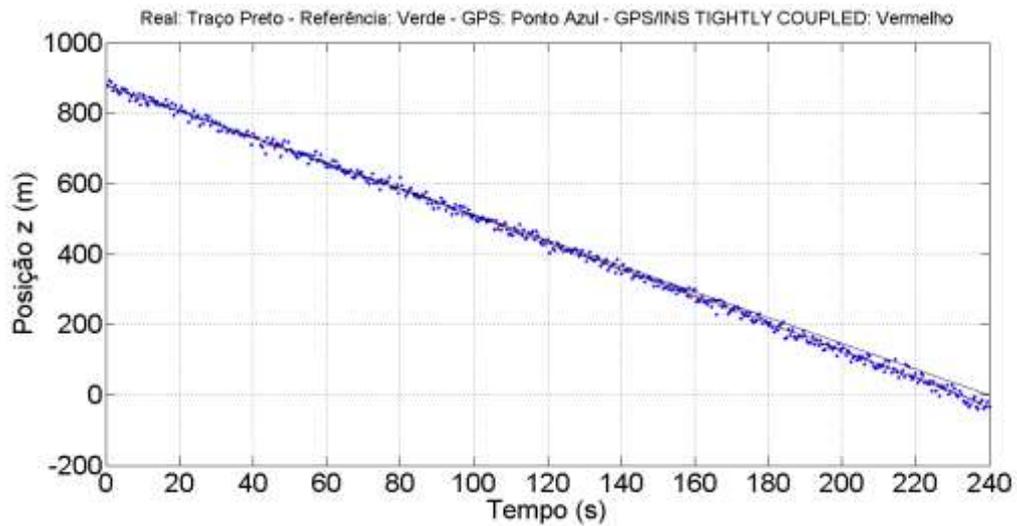


Figura B.44 - Caso 7: Posição z.

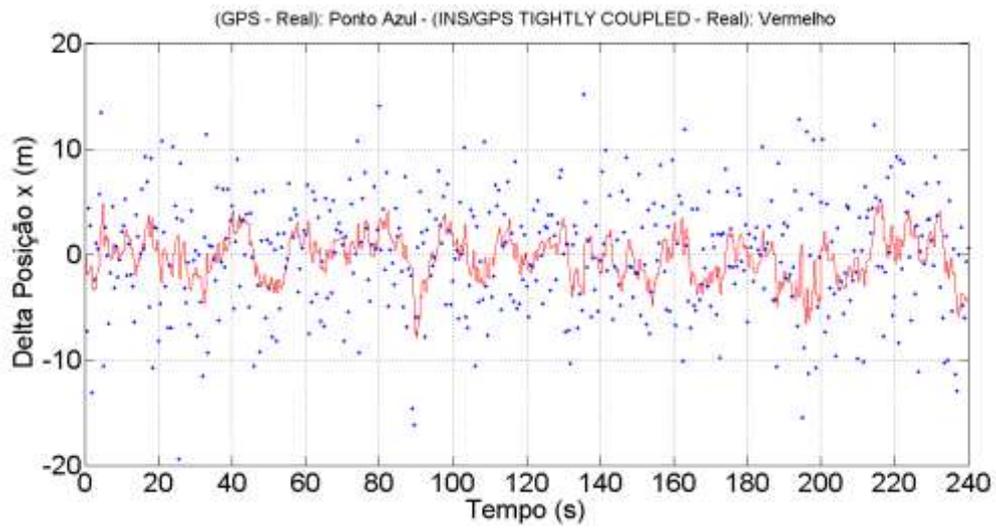


Figura B.45 - Caso 7: Erro da Posição x.

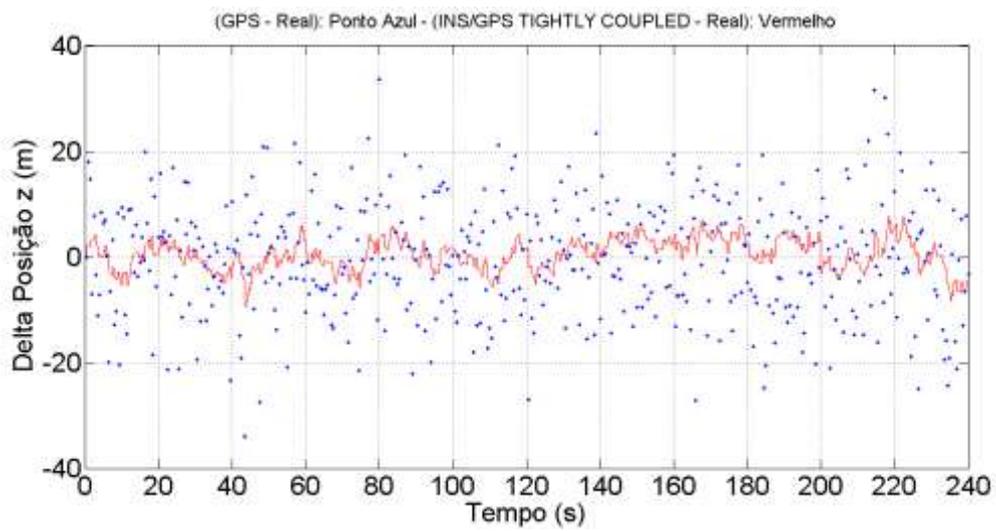


Figura B.46 - Caso 7: Erro da Posição z.

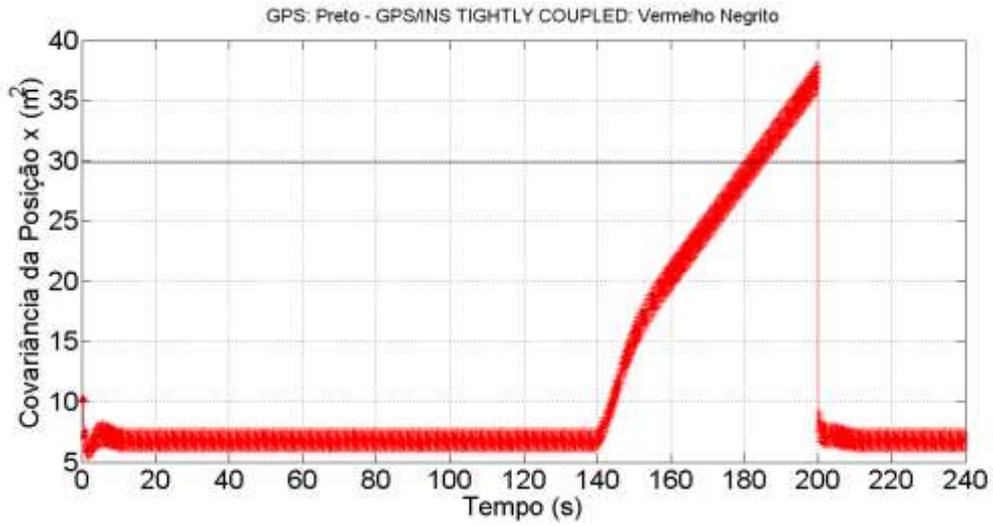


Figura B.47 - Caso 7: Covariância da Posição x.

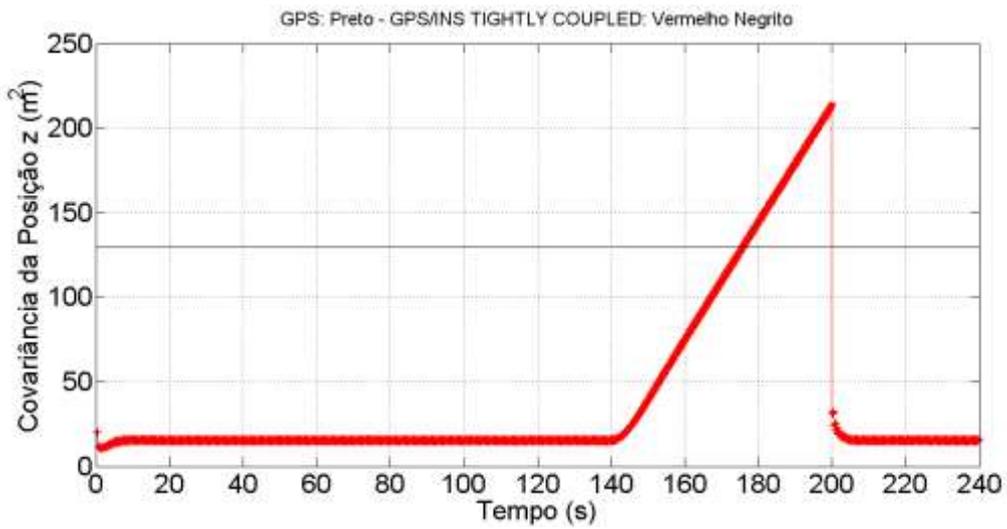


Figura B.48 - Caso 7: Covariância da Posição z.

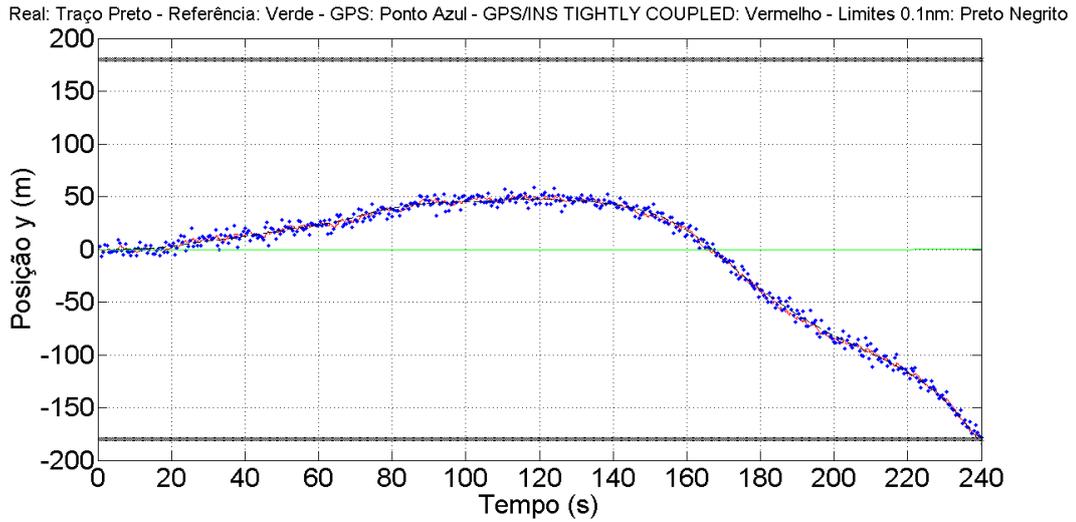


Figura B.49 - Caso 8: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *tightly coupled*.

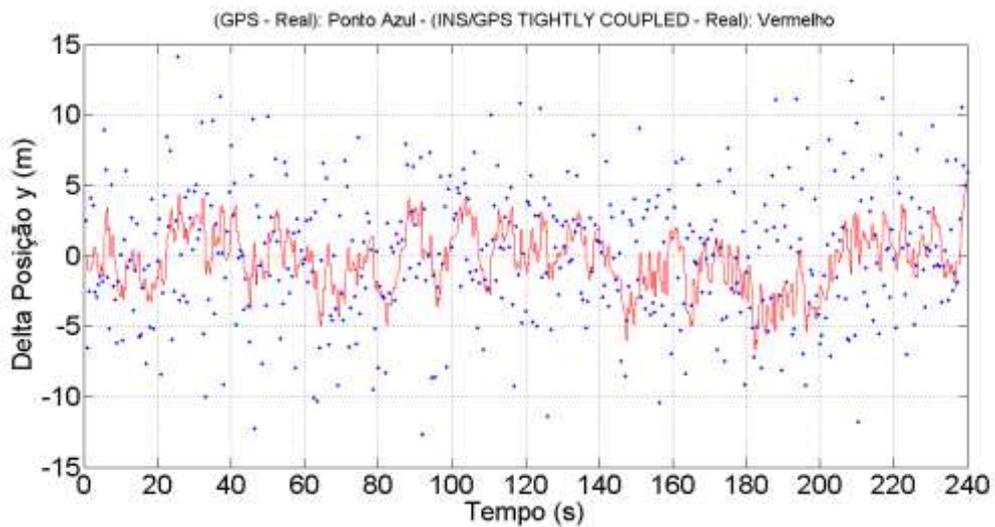


Figura B.50 - Caso 8, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

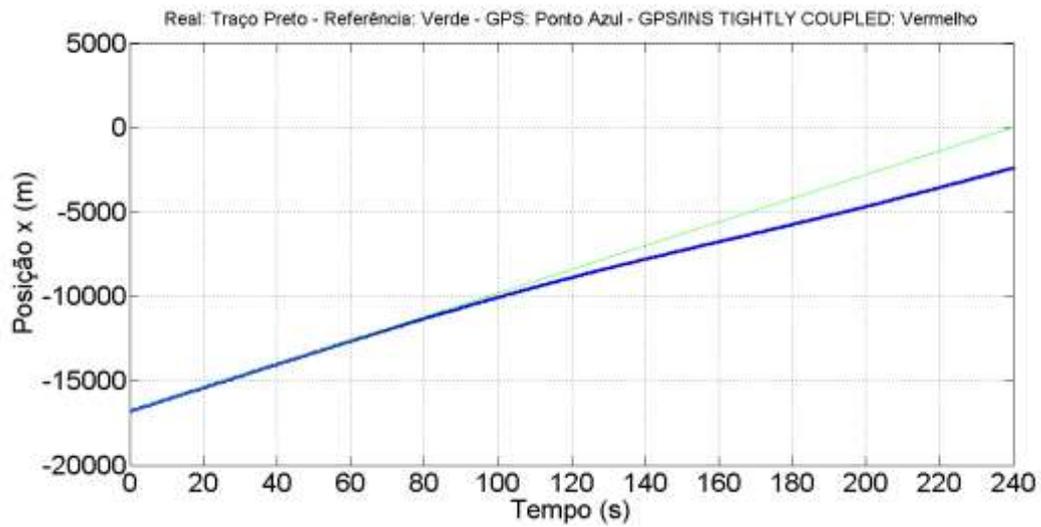


Figura B.51 - Caso 8: Posição x.

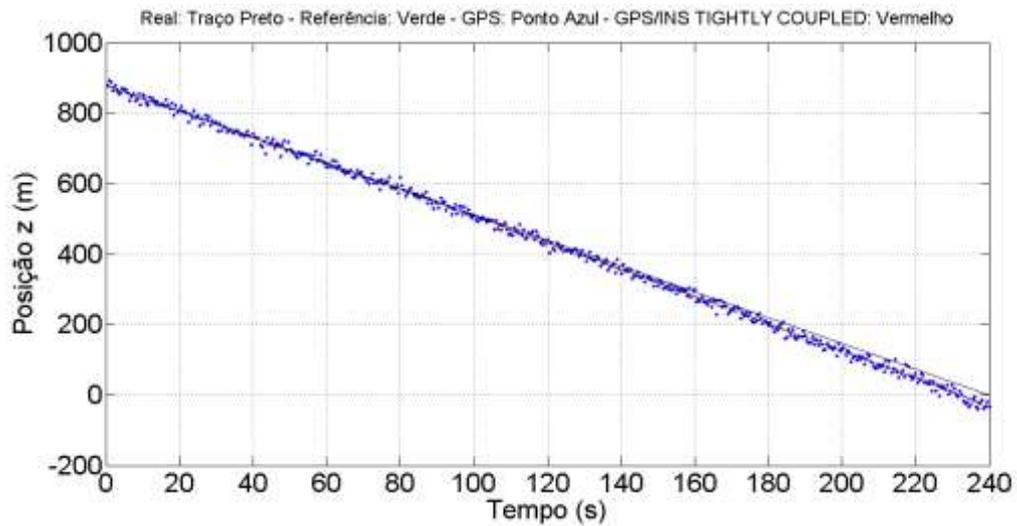


Figura B.52 - Caso 8: Posição z.

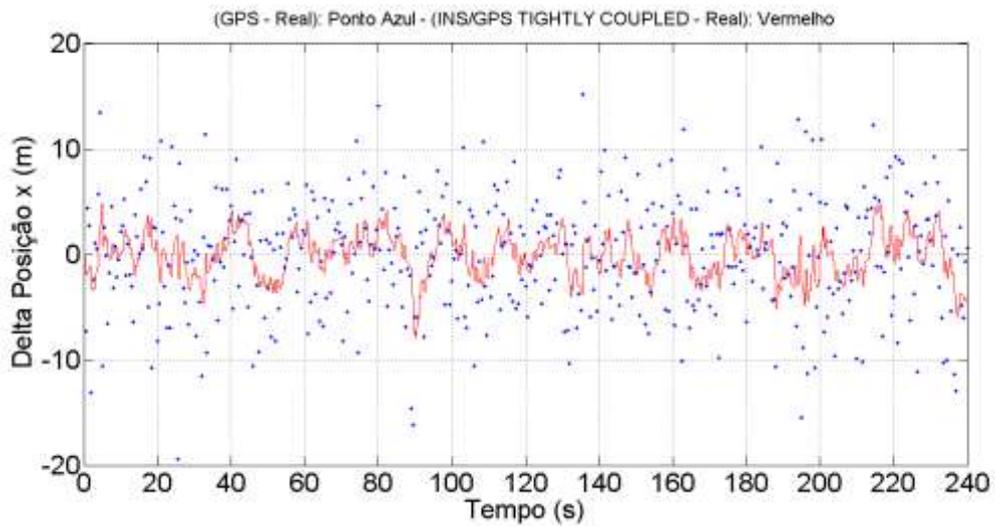


Figura B.53 - Caso 8: Erro da Posição x.

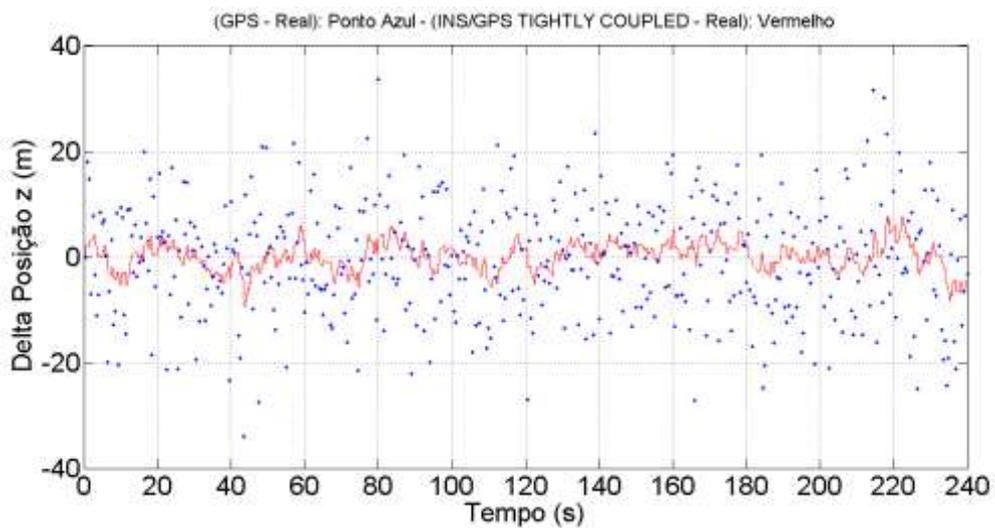


Figura B.54 - Caso 8: Erro da Posição z.

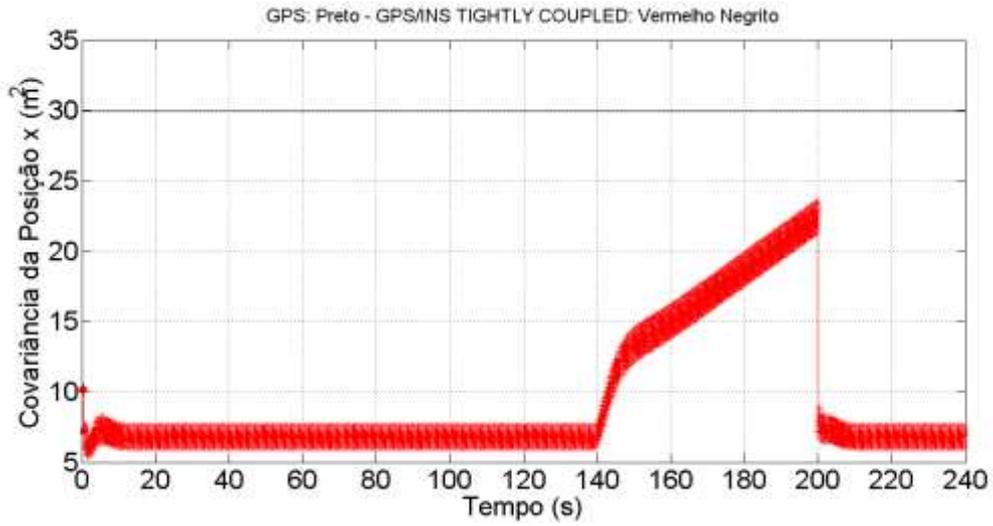


Figura B.55 - Caso 8: Covariância da Posição x.

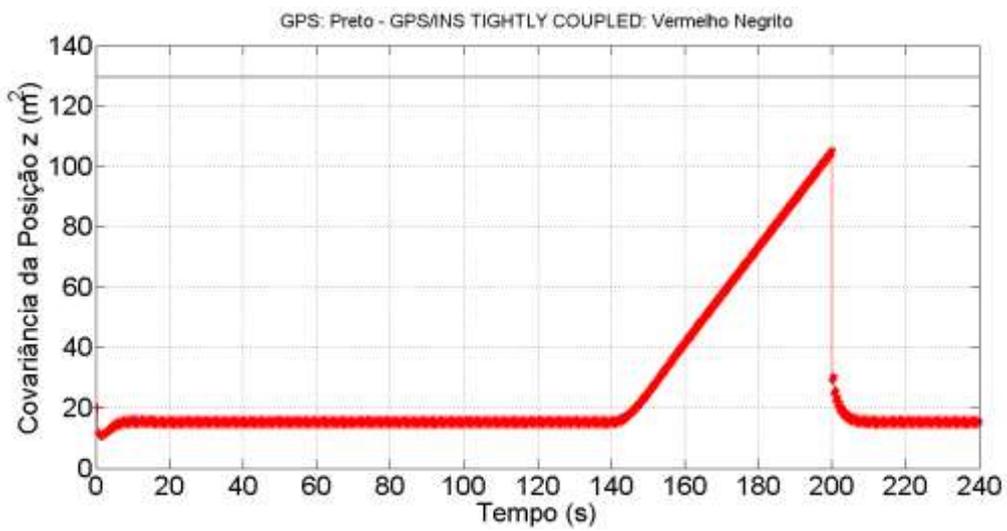


Figura B.56 - Caso 8: Covariância da Posição z.

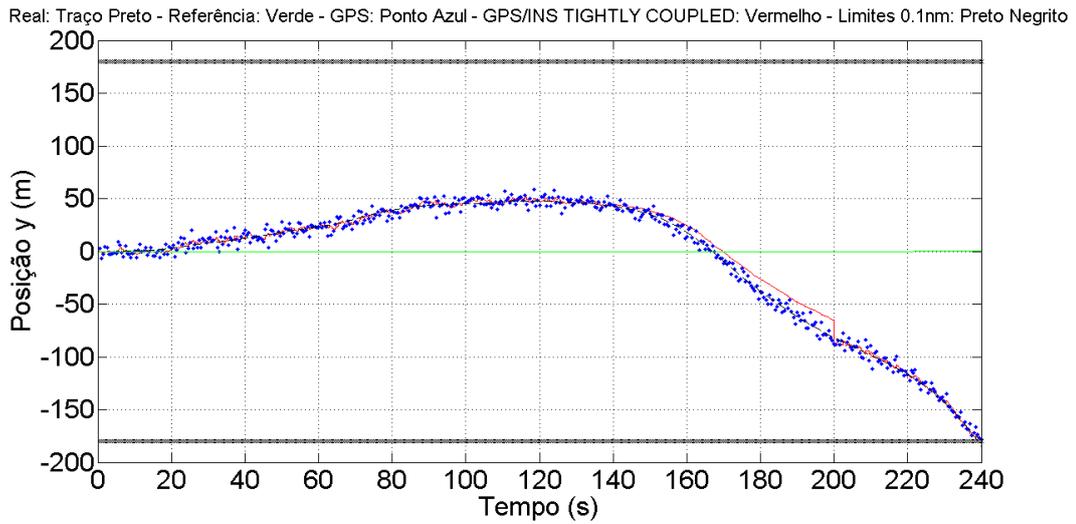


Figura B.57 - Caso 9: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *tightly coupled*.

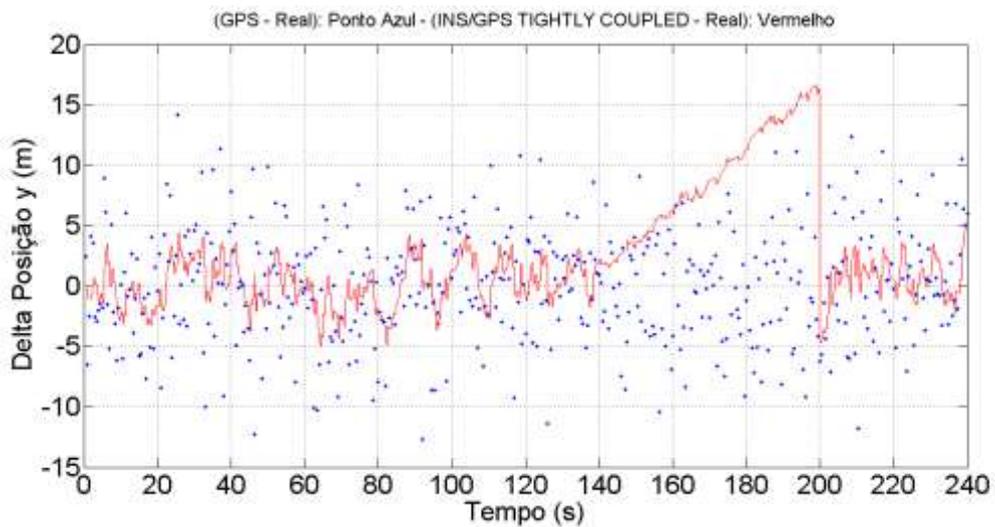


Figura B.58 - Caso 9, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

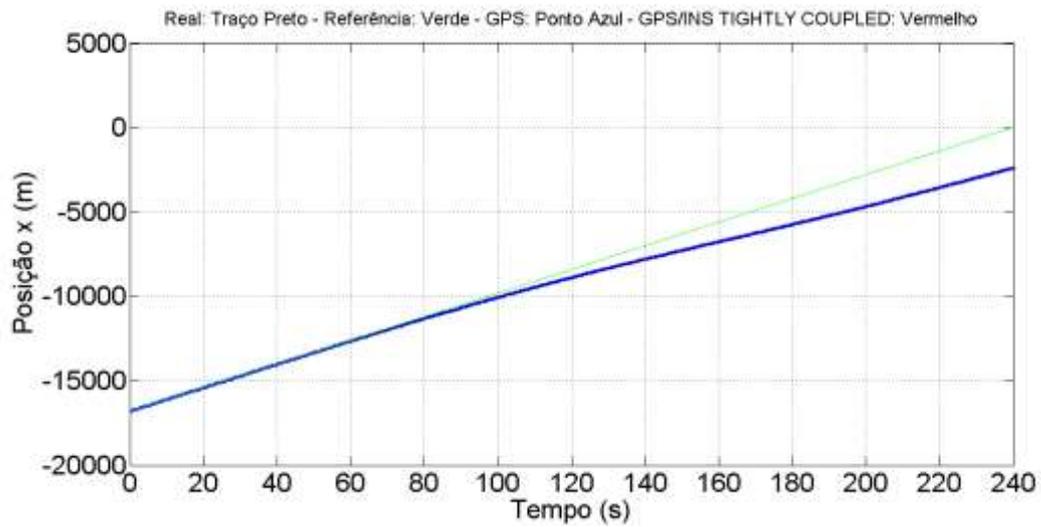


Figura B.59 - Caso 9: Posição x.

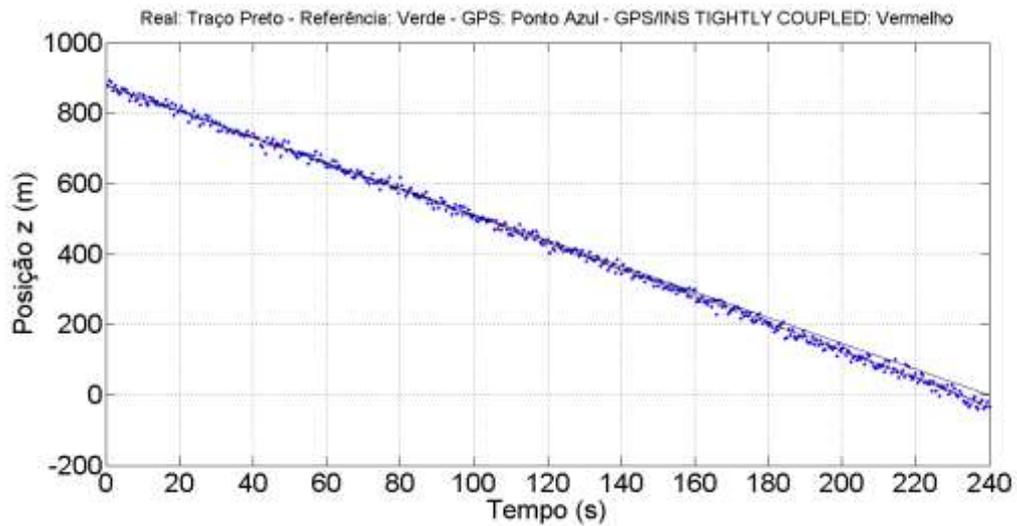


Figura B.60 - Caso 9: Posição z.

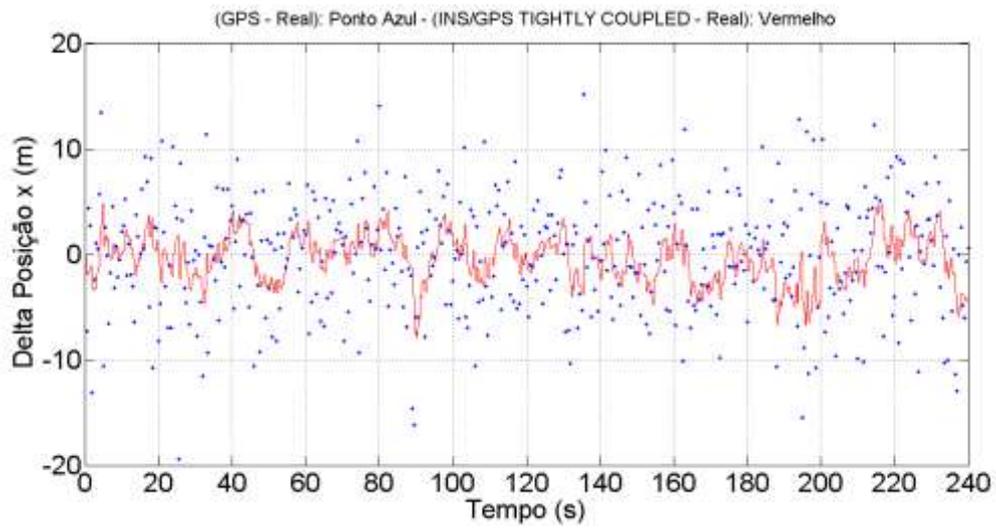


Figura B.61 - Caso 9: Erro da Posição x.

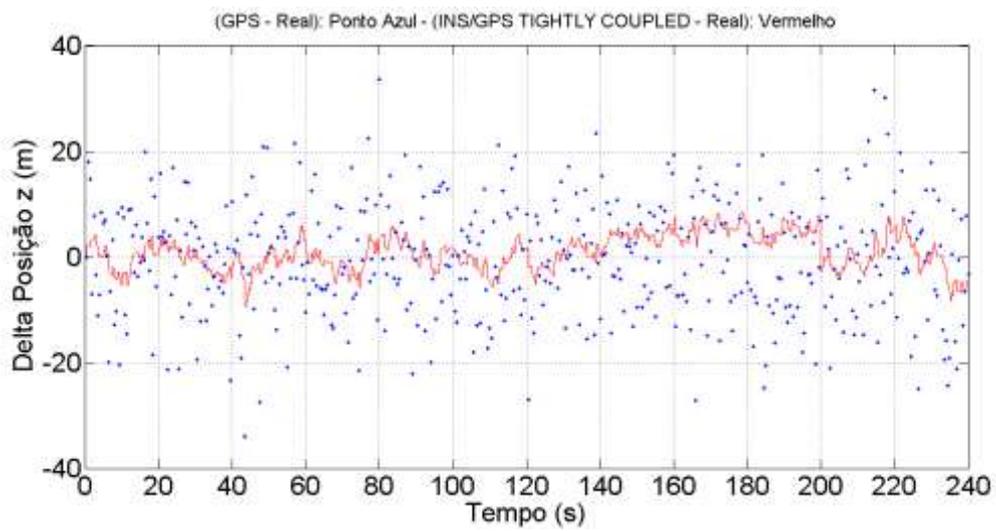


Figura B.62 - Caso 9: Erro da Posição z.

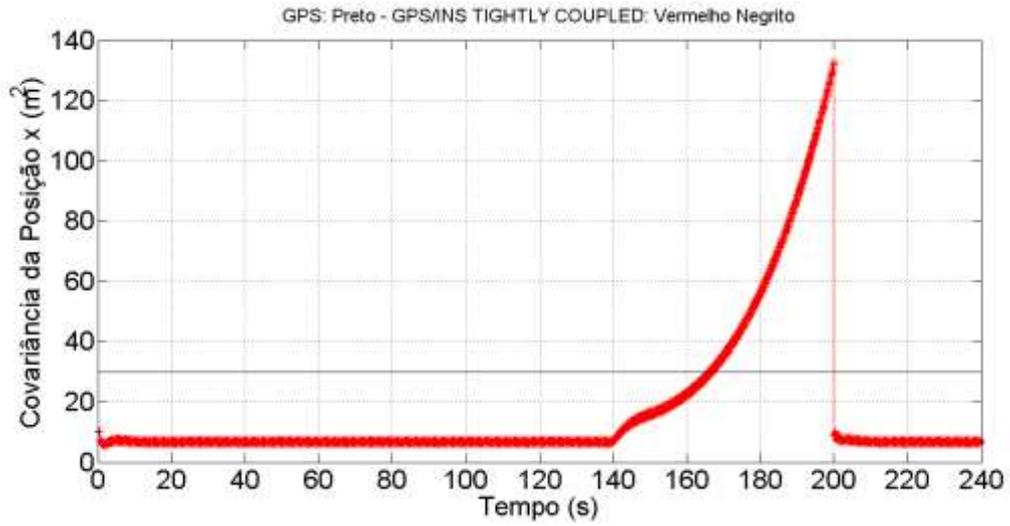


Figura B.63 - Caso 9: Covariância da Posição x.

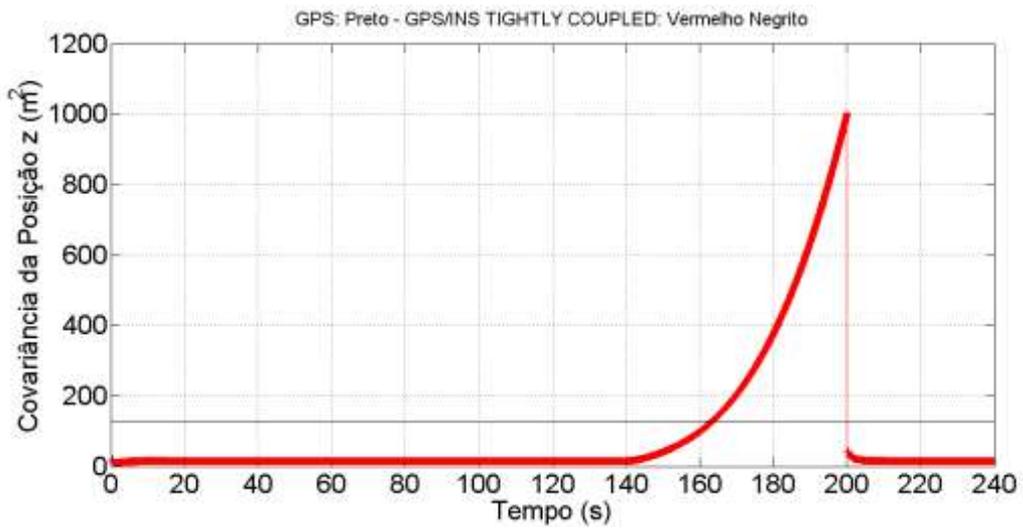


Figura B.64 - Caso 9: Covariância da Posição z.

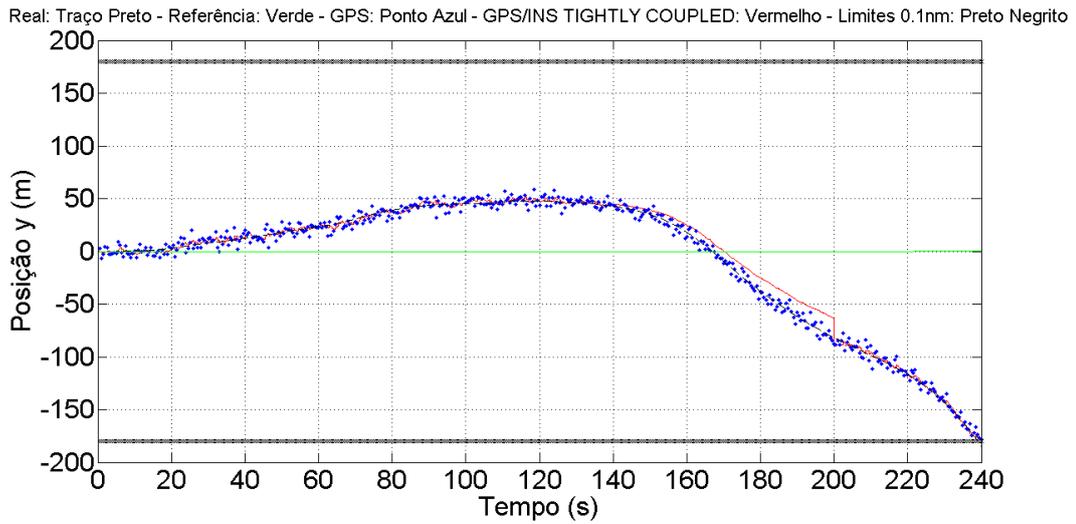


Figura B.65 - Caso 10: Posição Lateral da Aeronave: INS/GPS *tightly coupled*.

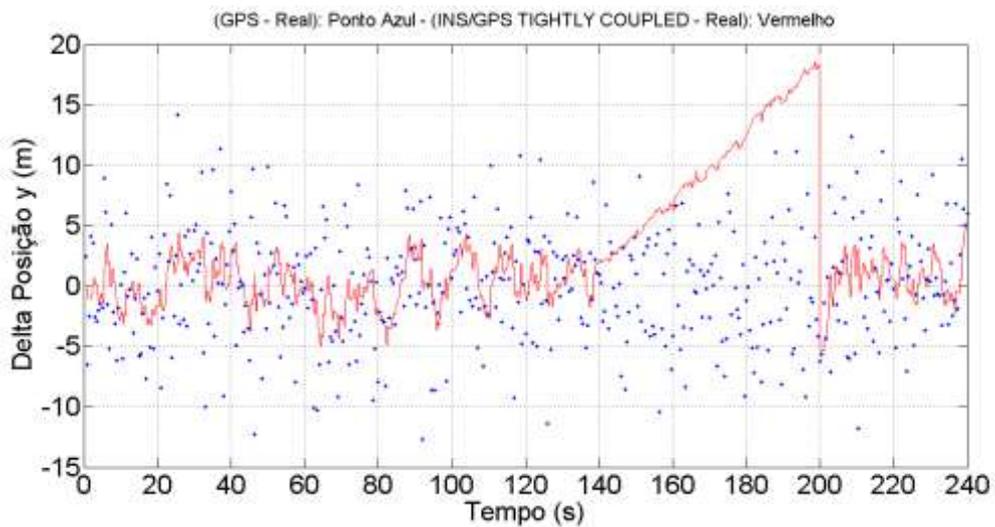


Figura B.66 - Caso 10, Diferença entre a posição lateral real e a estimada: GPS e INS/GPS *tightly coupled*.

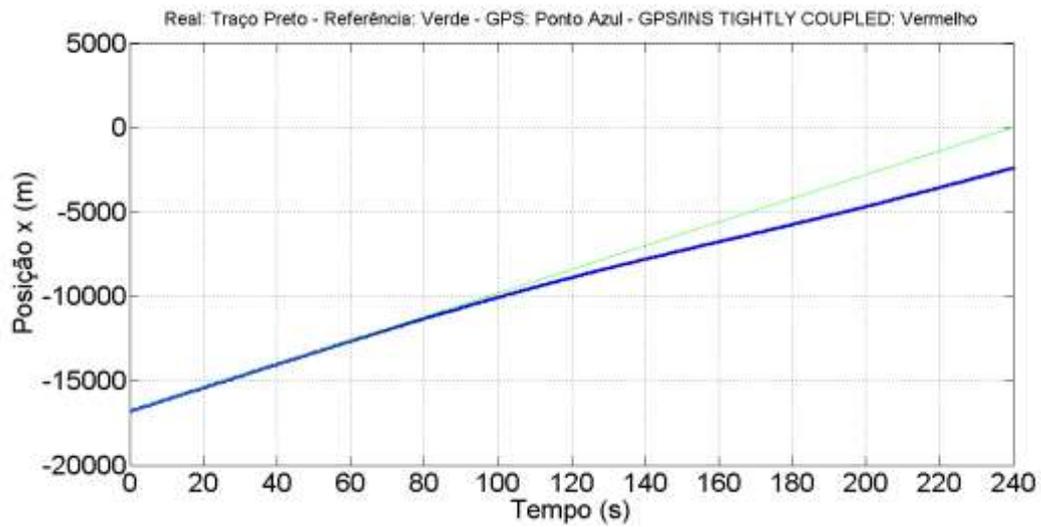


Figura B.67 - Caso 10: Posição x.

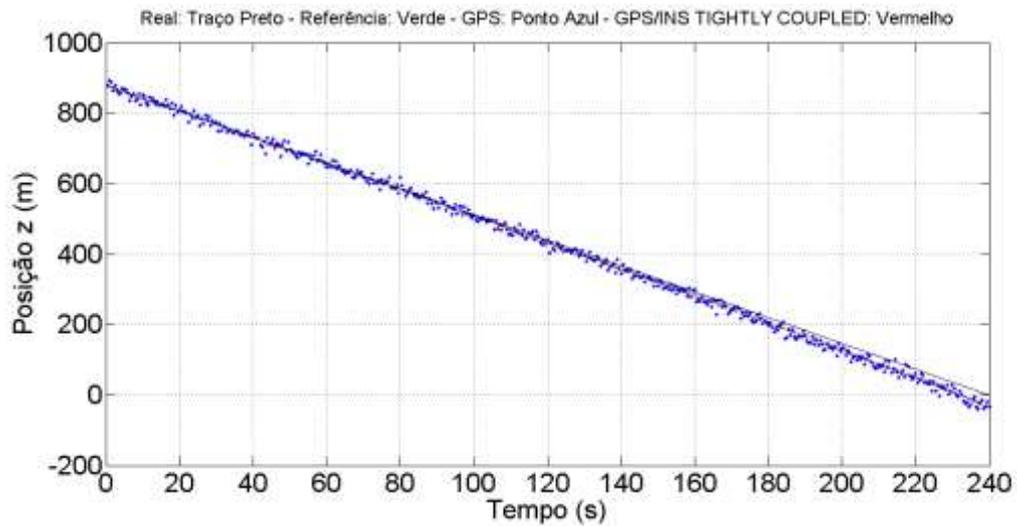


Figura B.68 - Caso 10: Posição z.

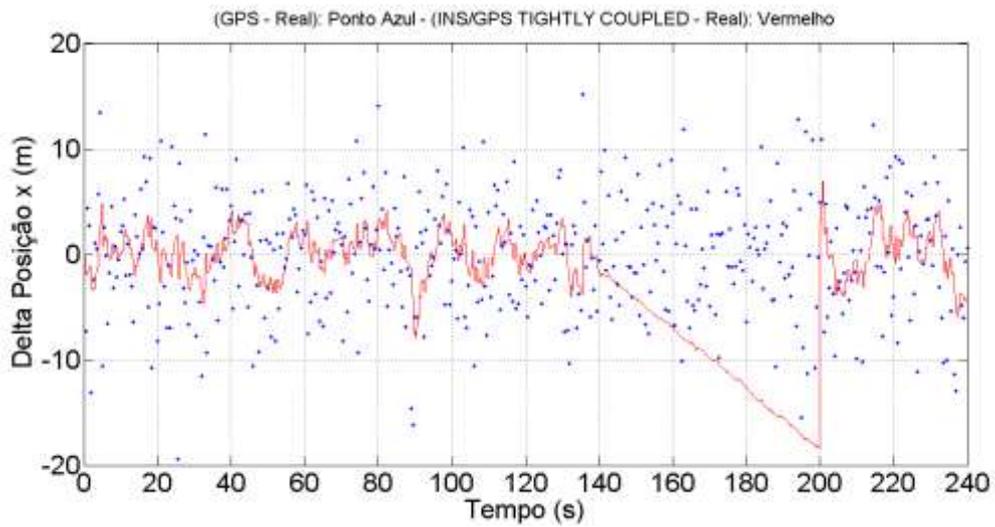


Figura B.69 - Caso 10: Erro da Posição x.

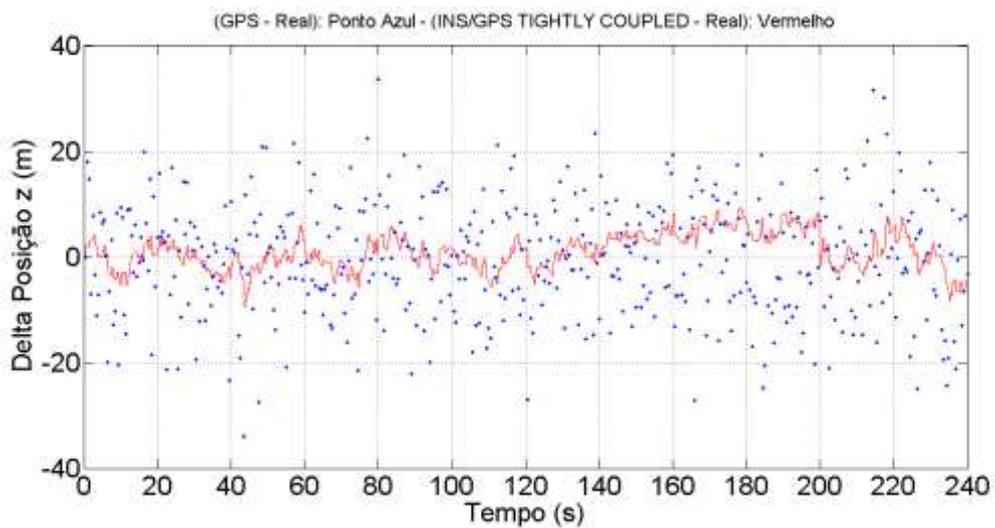


Figura B.70 - Caso 10: Erro da Posição z.

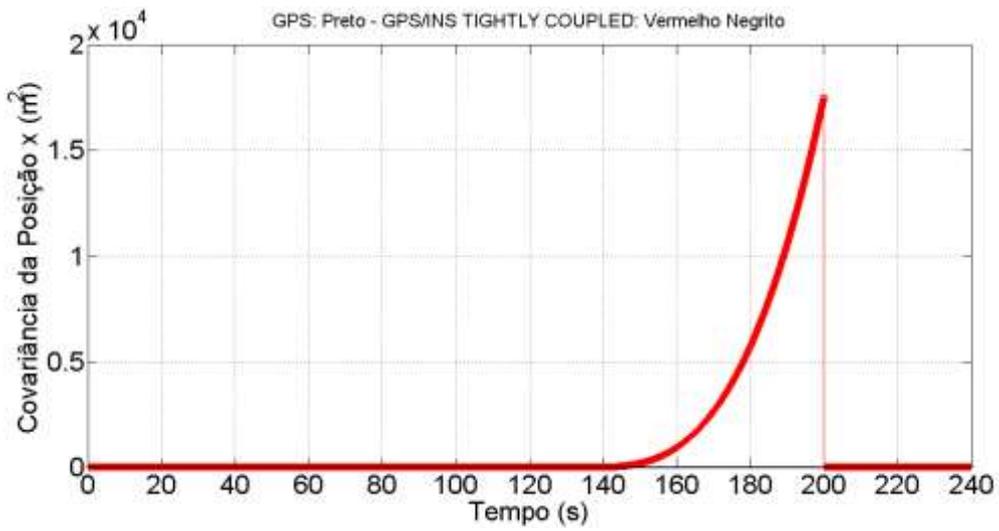


Figura B.71 - Caso 10: Covariância da Posição x.

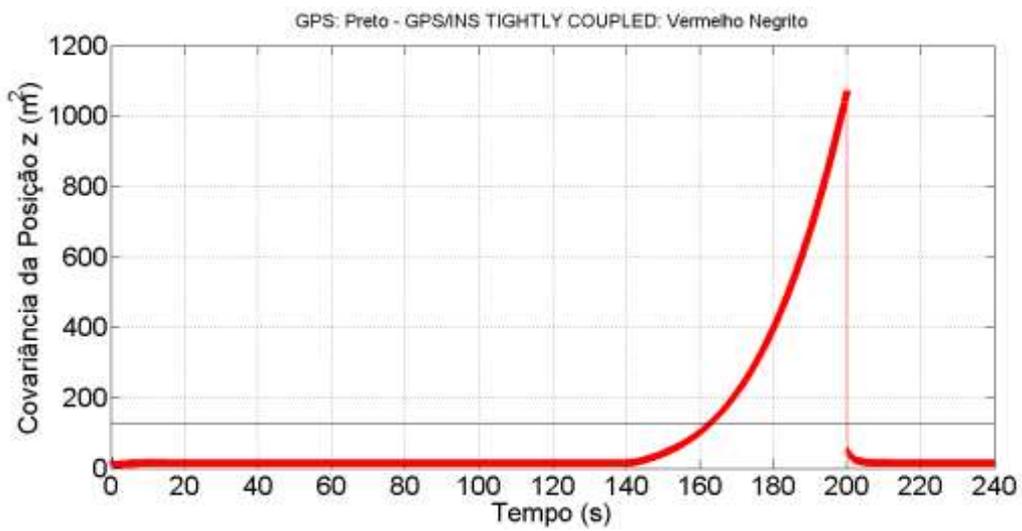


Figura B.72 - Caso 10: Covariância da Posição z.