



Uma breve revisão dos bancos de testes para voo de formação de satélite

Ricardo Mauricio Ferreira^{1a} Ana Maria Ambrosio^{1b} Willer Gomes dos Santos²
Geilson Loureiro^{1c}

¹Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil

^aMestrando do curso de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais – CSE.

^bOrientadora, Departamento de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais – CSE.

^cOrientador, Laboratório de Integração e Teste.

²Orientador, Departamento de Sistemas Aeroespaciais / Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil

ricardo.ferreira@inpe.br

Resumo. *A missão espacial distribuída se tornou uma alternativa bastante atrativa nos últimos anos. A partir disso, surgiu a necessidade de desenvolver meios para verificar e validar tecnologias para este tipo de arquitetura de missão. Dessa forma, este artigo apresenta uma breve revisão bibliográfica dos bancos de testes para verificação e validação de algoritmos para missão espacial distribuída de voo de formação de satélites. Níveis de complexidade dos modelos de dinâmica e controle relativo e as principais características são apresentadas para a análises desses bancos de testes. Este artigo evidencia diferentes maneiras de implementar tais bancos de testes, fornecendo uma melhor compreensão da maneira como os bancos de testes para voo de formação de satélites são desenvolvidos, destacando a importância de uma boa relação custo-benefício, flexibilidade, objetivos dos testes, níveis de complexidades atingíveis, modelos de dinâmica e controle relativo implementados e do tipo de banco de teste.*

Palavras-chave: Voo de formação; Banco de teste; Revisão Bibliográfica; GNC.

1. Introdução

Uma missão espacial distribuída de voo de formação de satélite pode ser considerada uma alternativa atrativa para uma arquitetura de missão espacial, por oferecer flexibilidade, maior confiabilidade, custo-benefício frente a arquitetura tradicional de missão espacial de satélite único [Park et al. 2010]. De acordo com [Leitner, 2004] uma missão espacial de voo de formação de satélite pode ser entendida como uma missão espacial que envolve dois ou mais satélites que, em operação conjunta, realizam objetivos comuns através do rastreamento ou manutenção da separação ou orientação relativa desejada entre eles. Em outras palavras, as



medições relativas e a comunicação entre os satélites, e o controle da formação são elementos que caracterizam o voo de formação.

A arquitetura de voo de formação permitiu o surgimento de diversas missões espaciais distribuídas, tais como PRISMA e TamDEM-X/TerraSAR-X, com o objetivo, dentre outros, de validar tecnologias relacionada a voo de formação, para introduzi-las em futuras missões espaciais. A NASA, por exemplo, já planeja realizar diversas missões espaciais com conceito de missão espacial distribuída, a partir da validação de tecnologias [Burns et al. 2004].

O principal desafio de uma missão de voo de formação de satélite que envolve dois ou mais satélites está no projeto robusto e confiável de um subsistema GNC (do inglês *Guidance, Navigation, and Control*), o qual é um subsistema fundamental para o sucesso deste tipo de missão [Park et al. 2010], [Di Mauro et al. 2017]. Importante ressaltar que, além do subsistema GNC relativo, o subsistema de comunicação - capaz de realizar a comunicação satélite-satélite e satélite-solo - e o subsistema de propulsão fazem parte dos subsistemas essenciais do satélite para operação de uma missão de voo de formação [Millan et al. 2019]. Todos esses subsistemas compõem o sistema de voo de formação.

Com o objetivo de diminuir o risco da missão espacial, além de verificar e validar elementos-chaves do voo de formação, as capacidades de uma missão espacial de voo de formação, desempenhadas pelo sistema de voo de formação, foram divididas em níveis de criticidade. [Leitner et al. 2007] define criticidade de um voo de formação em nove níveis, conforme ilustrado na Figura 1, e destaca que, para cada nível adicionado a capacidade do voo de formação, maior ser o incremento de custo.

Nesse contexto, a validação da tecnologia do sistema de voo de formação inicia com a demonstração mínima da manutenção da geometria do voo de formação. Em seguida, os satélites do voo de formação deve ser capaz de operar de maneira colaborativa de maneira a cumprir com os objetivos da missão. Escalando para níveis maiores (Figura 1), o sistema de voo de formação deve aumentar a precisão dos sensores e atuadores para, finalmente, ser capaz de ter uma rede complexa de diversos satélites do voo de formação operando de maneira colaborativa a fim de atingir os objetivos comuns da missão espacial [Leitner et al. 2007].

Por ser um tipo de missão espacial bastante atrativo, tem surgido diversos algoritmos de GNC e tecnologias para o desenvolvimento da missão de voo de formação de satélites [Park et al. 2010]. Porém, tais algoritmos e tecnologias precisam ser verificados e validados em situações reais em solo antes de entrar em operação em ambiente espacial [Park et al. 2010]. Dessa forma, por se tratar de um sistema crítico para o sucesso da missão, tais itens críticos e suas interfaces devem ser testadas no início do programa de desenvolvimento da missão [ECSS 2018].

No sistema de voo de formação, o subsistema de GNC relativo de um satélite representa o maior desafio no desenvolvimento da missão. Desse modo, antes de ser lançado, tal subsistema necessita de passar por processos intensos de testes, verificação e validação tanto em nível de hardware como em software [Benninghoff et al. 2014]. Portanto, se faz necessária uma alternativa de baixo custo, eficiente, e que possa ser utilizada para testar hardware/ software em condições de operação [Leitner et al. 2007].

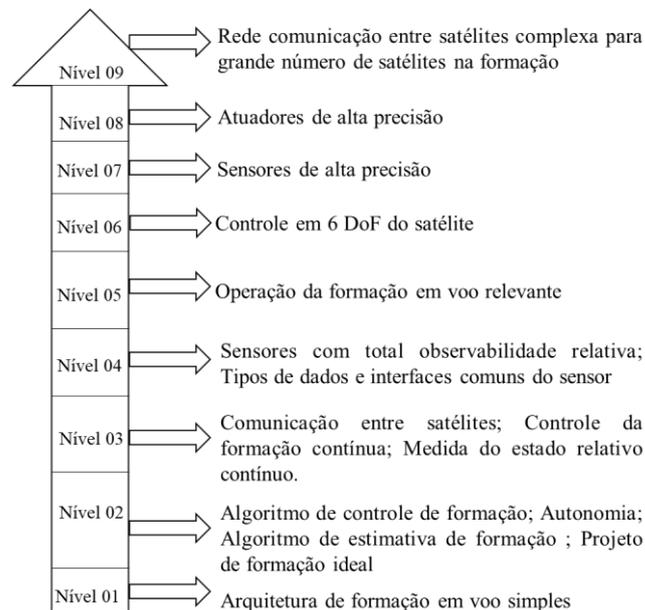


Figura 1: Níveis de complexidades de funcionalidades em satélites em voo de formação.

Um banco de teste é uma ferramenta experimental que fornece meios para o teste e depuração de algoritmos em condições semelhantes à operação real [Jiménez-González, 2013]. Ele pode ser dividido em banco de teste do tipo robótico, em que possui movimentação do modelo de satélite, e do tipo de simulação, onde não há qualquer movimentação, porém, podem incluir hardware de voo para simulação [Gaias et al. 2010]. Neste contexto, há diferentes níveis de testes que podem ser adotados visando verificar e validar algoritmos, software e/ou hardware em solo em condições próxima à operação real dos satélites, antes de entrar em operação em órbita, por meio de banco de teste.

Tais níveis são parte do processo de desenvolvimento do sistema de controle da formação, que passa por um processo de simulação com modelos de baixa ordem e fidelidade na fase conceitual do projeto, e que vai aumentando a complexidade de seus modelos à medida que o projeto da missão vai avançando, até a fase de simulação do sistema integrado, que é realizado através de simulação por *hardware-in-the-loop (HIL)*, ou simulação em malhada fechada [ISO16781 2013].

Portanto, com diferentes maneiras de implementação de algoritmos GNC relativo, utilizando modelos matemáticos de dinâmica orbital e de controle relativo nos bancos de teste, este artigo fornece uma breve revisão bibliográfica sobre laboratórios que implementaram meios de teste de voo de formação de satélites. Assim, este estudo considera os níveis de complexidade dos modelos de dinâmica orbital e controle, arquitetura de implementação e os fatores envolvidos na escolha da metodologia de implementação desses modelos em seus laboratórios.

2. Metodologia

Este artigo visa apresentar uma breve revisão bibliográfica dos principais bancos de teste para avaliar o algoritmo GNC relativo implementado no sistema de voo de formação de satélites. Os aspectos observados neste estudos incluem as razões pelas quais o banco de



teste foi projetado, a arquitetura genérica, os modelos de dinâmica e controle relativo implementados nos algoritmos GNC relativo e uma análise das capacidades de teste dos bancos de testes, baseado nos níveis de complexidade introduzido por [Leitner et al. 2007]. Ao final da breve revisão, é mostrada uma tabela comparativa analisa os aspectos comuns aos bancos de testes analisados.

Adicionado a isso, este trabalho está restrito ao estudo dos bancos de testes existentes para avaliar as capacidades de uma missão espacial distribuída de voo de formação em desenvolvimento. Nesse contexto, não serão considerados bancos de testes que avaliam as capacidades de outras missões espaciais distribuídas, com a de rendez-vous e docking. A Figura 2 apresenta os principais passos para se chegar ao objetivo final deste trabalho.

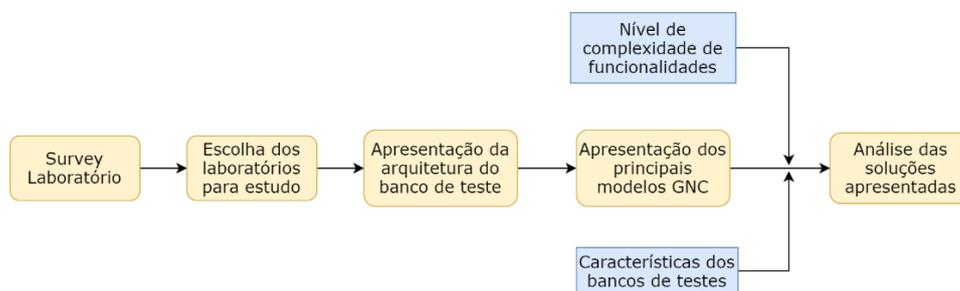


Figura 2: Árvore lógica com principais marcos para chegar ao objetivo final.

3. Os Bancos de testes

As subseções descrevem os três bancos de teste estudados e discute as soluções adotadas.

3.1 – Virginia Tech Formation Flying testbed.

O banco de testes de voo de formação de Virginia Tech (VTFFTB, do inglês *Virginia Tech Formation Flying Testbed*) é um simulador de malha fechada que objetiva testar os algoritmos de GNC relativo de satélites em voo de formação baseado em navegação GPS (do inglês, *Global Positioning System*) de missões espaciais distribuídas para observação de fenômeno climáticos espaciais [Peng et al. 2019].

Atualmente, o VTFFTB conta com uma arquitetura simplificada apresentada na Figura 3, em que consiste em simuladores de sinal de hardware GPS e GNSS (do inglês, *Global Navigation Satellite System*), um receptor GNSS de múltiplas frequências e múltiplas constelações, um sistema de navegação e controle, um sistema de visualização do Analytical Graphics, Inc. (AGI) STK (do inglês, *Systems Tool Kit*) e um sistema de detecção remota ionosférica [Peng et al. 2020]. Com isso, o VTFFTB é capaz de simular o voo de formação contendo 2 satélites, sendo um chamado de chefe e outro de seguidor, podendo expandir até 3 satélites (um chefe e dois seguidores), todos em configuração de órbita LEO (do inglês, *Low Earth Orbit*) [Peng and Scale et al. 2019].

Dentro do módulo do sistema de navegação e controle, temos o propagador de órbita do satélite, que determina sua posição, seguida pela medição do GNSS, advinda do receptor. Os dados de posições obtidas por ambos os meios entram na medição de fase portadora com diferencial único, implementado em conjunto com o EKF (do inglês *Extended Kalman Filter*), para corrigir os estados relativos previstos por um propagador dinâmico quando a medição e a estimativa estão disponíveis. Com a posição e velocidade relativas entre o



satélite chefe e o seguidor, o controlador calcula o impulso necessário para manobrar o satélite vice, dada uma órbita desejada [Peng and Scale et al. 2019]. O tipo de controlador implementado foi o LQR (do inglês, *Linear Quadratic Regulator*), que possui uma abordagem de controle ótimo, introduzindo em suas matrizes de peso o modelo de movimento relativo Hill-Clohessy-Wiltshire (HCW), cuja a solução é encontrada por meio da técnica de equação de Riccati dependente do estado [Peng and Scale et al. 2019].

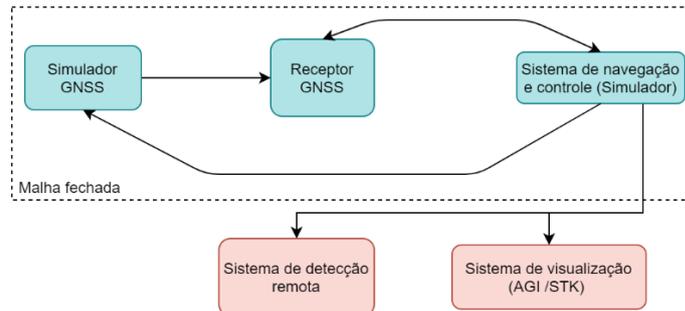


Figura 3: Arquitetura do VTFFTB [Peng, 2019].

O sucesso da implementação deste modelo se deve a consideração dos principais efeitos perturbadores no propagador orbital e a transformação do estado do satélite em coordenada ECI (do inglês, *Earth-centered inertial*) para LVLH (do inglês, *Local Vertical Local Horizontal*), consultar [Alfriend et al. 2010] para mais detalhes sobre as coordenadas. De acordo com [Peng, 2020], ele adiciona os modelos de navegação que consideram os efeitos do atraso das medições do estado relativo entre os satélites devido a efeitos do ambiente, como troposfera, ionosfera, que geralmente estão presentes em uma navegação baseada em GPS, aumentando a precisão das medições, sendo este um requisito primários em uma missão espacial com voo de formação.

Pela arquitetura do VTFFTB observa-se que com a utilização dos dados da constelação Galileu, através dos dados do GNSS, permite que o banco de teste possui diversas capacidades. O VTFFTB é capaz de realizar a comunicação entre os satélites chefe e seguidor, de manter uma contínua medição dos estados e controle da formação durante a operação do simulador, resultando no sucesso da observação de fenômeno climáticos espaciais; sendo esta implementada através do sistema de detecção remota ionosférica.

Portanto, o VTFFTB se configura em um banco de teste capaz de se enquadrar no nível de complexidade 3, Figura 1, mostrando que este banco de teste é capaz de testar algoritmos que permitem comunicação entre satélites e uma constante medição dos estados e controle da formação durante a simulação, devido a simulação em malha fechada.

3.2 – Satellite Simulator

Com a colaboração de diversas instituições europeias, a corporação espacial sueca liderou o desenvolvimento da missão espacial PRISMA (do inglês, *Prototype Research Instruments and Space Mission technology Advancement*), que se constitui como um experimento em órbita de voo de formação de dois satélites [Persson et al. 2009]. Para esta missão espacial, foi desenvolvido o SATSIM (do inglês, *Satellite Simulator*), um banco de teste para avaliação de um novo algoritmo de GNC relativo do sistema GPS totalmente autônomos de voo de formação de satélite. O SATSIM conta com uma arquitetura modular robusta,



possuindo cinco diferentes configurações de teste para diferentes fase de desenvolvimento do projeto [Bodin et al. 2012].

Dentre as cinco configurações possíveis, a configuração GAS (do inglês *GNC and ACS Simulation*) visa testar os algoritmos de GNC [Bodin et al. 2012]. Tal configuração é puramente uma simulação matemática implementada em Matlab/Simulink, sendo sua arquitetura simplificada apresentada na Figura 4 (a) [Gill et al. 2007].

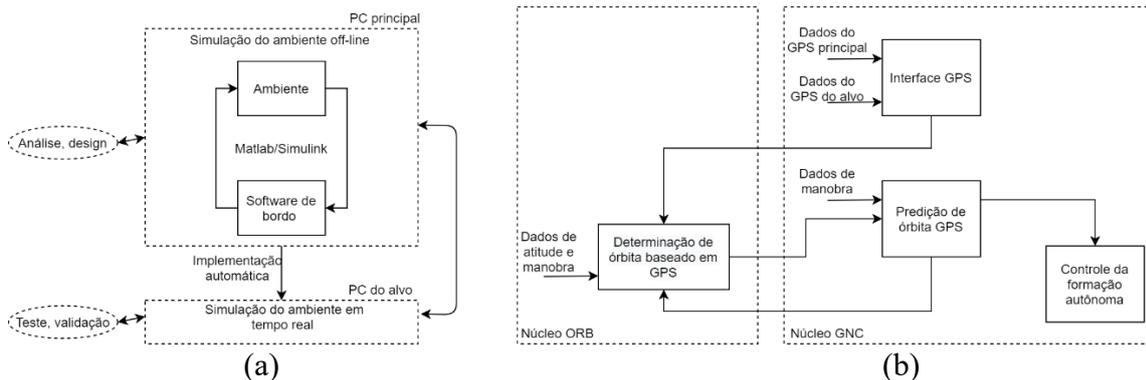


Figura 4. (a) Arquitetura externa simplificada da configuração GAS (b) Arquitetura do software onboard contendo principais módulos. [Gill et al. 2007]

A Figura 4(b) mostra a implementação do software GNC relativo dividida em dois núcleos, o ORB e o GNC, projetado para aumentar a eficiência computacional de ambos os núcleos. Enquanto o primeiro núcleo determina a órbita baseada em dado GPS advindo do módulo interface GPS, o segundo avalia a órbita atual, gera os estados de órbita entre o satélite chefe e o vice e responde de maneira adequada para a manutenção da formação, através de algoritmos específicos de orientação e controle [Gill et al. 2007]. Importante destacar que tal implementação foi realizada somente em um dos satélites da formação.

A parte de navegação do software GNC, baseado em GPS, implementa os modelos de medição, modelos de trajetória e modelos do filtro. Os modelos implementados possuem elementos que elimina a influência da ionosfera nos dados da determinação da órbita, como o GRAPHIC (do inglês, *GRoup And PHase Ionospheric Calibration*). Além disso, tais modelos consideram uma abordagem reduzida para a determinação de órbita, em que se considera os efeitos de diversas perturbações existentes ao longo da fase de operação dos satélites [Gill et al. 2007].

Para o modelo do filtro, foi implementado o modelo de EKF adaptado para a missão PRISMA [Gill et al. 2007]. Essa adaptação ocorre devido a: (i) introdução do GRAPHIC e (ii) da abordagem adotada de separar problema de ordem absoluta e relativa na determinação de órbita. A junção destes elementos gerou um aumento significativo nos parâmetros de simulação, o que tornou inviável para a missão PRISMA [Gill et al. 2007].

Para complementar o sistema de navegação baseado em GPS, os modelos do sistema de orientação e controle foram implementados de maneira que permitisse o voo de formação autônomo e preciso. Com esse objetivo, para o movimento relativo entre os satélites, foi implementado o modelo HCW em coordenada LVLH em função de elementos orbitais relativos, considerando efeito do potencial gravitacional J2 e arrasto atmosférico diferencial.



Por fim, o método de controle implementado foi o controle de feedback impulsivo [Gill et al. 2007].

O SATSIM se encontra em um nível avançado na escala de complexidade (Figura 1), mais especificamente, ele está no nível 5, por validar uma operação em voo de formação relevante [Bodin et al. 2012]. A configuração GAS, foca na validação dos algoritmos GNC e estando na fase inicial do projeto, se enquadra no nível 2, por se tratar do seu principal objetivo.

3.3 – *Advanced Autonomous Multiple Spacecraft laboratory (ADAMUS)*

O banco de teste ADAMUS (do inglês *Advanced Autonomous Multiple Spacecraft Laboratory*) localizado na Universidade da Florida é um banco de teste experimental de malha fechada com 3 graus de liberdade para verificação e validação de algoritmo GNC relativo para voo de formação baseado em elementos orbitais. Este banco de teste se restringe em testar a manobra de reconfiguração da formação com 2 satélites, através de simulador de malha fechada [Gallardo et al. 2011].

A simulação considera o satélite chefe como um modelo de satélite virtual e o seguidor com um sistema robótico sob uma plataforma de 4x4 m [Ausay et al. 2018]. O satélite seguidor é movimentado sob a plataforma através de 8 propulsores a ar comprimido colocados simetricamente sobre o seu sistema robótico, tendo sua posição e atitude constantemente medida através de captura de movimentos de um software chamado “PhaseSpace” [Ausay et al. 2018]. A navegação, recebe dados provenientes do PhaseSpace que alimenta o EKF para filtrar os ruídos de medição, fornecendo como saída os elementos orbitais médios [Ausay et al. 2018]. A arquitetura do banco de teste é mostrada na Figura 5.

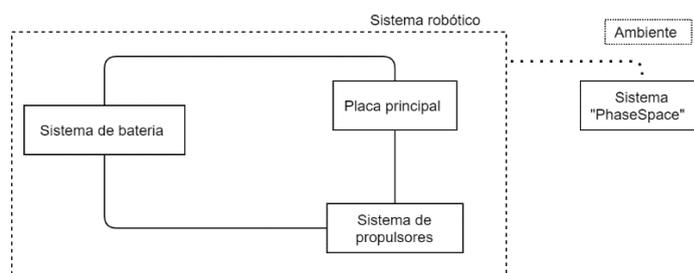


Figura 5. Arquitetura do banco de teste ADAMUS [Ausay et al. 2018].

A manobra de reconfiguração da formação baseia-se no conceito de ter-se uma órbita inicial, realizar uma manobra a fim de atingir uma órbita desejada dentro de um intervalo de tempo. Para isso, a trajetória para o movimento relativo entre dois satélites para a reconfiguração da formação é descrita em termos de elementos orbitais relativos [Ausay et al. 2018].

A estratégia de movimento ao longo da plataforma foi baseada no esquema de três queimas (T-T-T), de modo a realizar a manobra de reconfiguração [Ausay et al. 2018]. Ainda para controle, foi implementado no satélite seguidor uma lei de controle de realimentação baseado em LQR, com o objetivo de seguir a estratégia de movimento empregada no contexto deste banco de teste [Ausay et al. 2018].

O ADAMUS trouxe uma solução inovadora de validação GNC relativo dentre os bancos de testes apresentados neste artigo. Ao colocar um sistema robótico na simulação de malha fechada, aumentou o nível na complexidade, Figura 1, estando entre o nível 5 e 6 por se tratar de um controle com 3 graus de liberdade. Os sensores e atuadores, neste caso, não são



propriamente do satélite, mas são integrados ao banco de teste, por isso não foi considerado para a avaliação no nível de complexidade. Além disso, de acordo com [Gallardo et al. 2011], há uma pretensão em aumentar o número de graus de liberdade do ADAMUS para seis, aumentando a complexidade e a acurácia nos resultados dos testes.

3.4 – Comparação dos bancos de testes

Uma comparação dos bancos de testes analisados neste artigo é resumida na tabela 1.

Tabela 1. Comparação dos bancos de testes.

Características	VTFFTB	SATSIM (GAS)	ADAMUS
Tipo de banco de teste	Simulação	Simulação	Robótico
Modelo de Filtro	EKF	EKF	EKF
Modelo de controle	LQR	Feedback impulsivo	LQR
Modelo de movimento	HCW	HCW	Elementos orbitais
Perturbações	Sim	Sim	Sim
Missão espacial	Não	PRISMA	Não
Nível de complexidade	3	1/2	5/6

A tabela 1 mostra que alguns bancos de testes não têm como objetivo principal validar algoritmos GNC relativo dos satélites de voo de formação de uma missão espacial distribuída real. Se trata do caso do VTFFTB e do ADAMUS, em que não houve uma missão espacial anterior que ditasse os objetivos dos testes. Basicamente, estes bancos de testes foram desenvolvidos previamente, com um objetivo claro de suas capacidades atingíveis dos bancos de testes para, então, estar à disposição de instituições espaciais para que pudessem contribuir para verificação e validação dos algoritmos GNC dos satélites em voo de formação.

Por outro lado, o SATSIM possui uma arquitetura monolítica, apesar de ser modular. Ele foi desenvolvido para avaliar os algoritmos dos satélites da PRISMA, uma missão espacial particular. Neste caso, o objetivo da missão ditou os objetivos do banco de teste, resultando em um equipamento mais robusto, com maior fidelidade ao ambiente de operação do satélite e introduzindo todas as soluções específicas para uma missão especial como a PRISMA.

4. Conclusão

Ao longo deste artigo foi realizada uma breve revisão bibliográfica dos bancos de testes para simulação de diferentes níveis de complexidades de algoritmos para voo de formação de satélites. Este trabalho apresenta três dos bancos de testes existentes para validação dos algoritmos GNC relativo para um missão espacial distribuída de voo de formação.

Mesmo limitada, podemos observar que os resultados apresentados neste artigo sugerem a existência de soluções diferentes para implementação de banco de teste para validação GNC relativo de voo de formação. As diferenças nas soluções indicam a dependência de fatores como: (i) objetivo do banco de teste, (ii) custos envolvidos para a implementação dos testes, e (iii) fase no desenvolvimento do sistema de controle a ser implementado.



O nível de complexidade para implementação de algoritmo para voo de formação serve, no contexto deste artigo, se mostrou uma ferramenta útil para avaliar a capacidade de verificação e validação das funcionalidades de algoritmos GNC nos bancos de teste. Em outras palavras, a partir do nível de complexidade são avaliados os objetivos para o desenvolvimento do banco de testes, determinando suas principais capacidades.

Por fim, a breve revisão apresentada neste trabalho mostra a diferença na implementação das soluções de teste de algoritmo de voo de formação em diferentes laboratórios, a semelhança nos modelos implementados.

Agradecimentos:

Os autores agradecem à CAPES pelo apoio financeiro para o desenvolvimento desta pesquisa.

5. Referências

- Alfriend T K, Vadali R S, Gurfil P, How P J, Breger S L. Spacecraft Formation Flying, Chapter 2 - Fundamental Astrodynamics. Butterworth-Heinemann, p. 13-38. 2010. <https://doi.org/10.1016/B978-0-7506-8533-7.00207-4>.
- Ausay E, “Satellite Formation Flying: On-ground Experiment on Relative Orbit Elements-Based Control”, In AAS. 2018.
- Benninghoff H, Rems F, Boge T. Development and hardware-in-the-loop test of a guidance, navigation and control system for on-orbit servicing. Acta Astronautica. v. 102, p. 67-80. 2014. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.05.023>.
- Bodin P, Nylund M., Battelino M. SATSIM – A real-time multi-satellite simulator for test and validation in formation flying projects. Acta Astronautica, v. 74, p. 29-39. 2012. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.11.015>.
- Burns, R., Naasz, B., Gaylor, D., & Higinbotham, J. An environment for hardware-in-the-loop formation navigation and control. In Collection of Technical Papers - AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, p. 20-26. 2004.
- Di Mauro G., Lawn M., Bevilacqua R. Survey on Guidance Navigation and Control Requirements for Spacecraft Formation-Flying Missions. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, p. 581-602, v. 41. 2017. <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.G002868>.
- European Cooperation for Space Standardization. ECSS-E-10-02C: Space Engineering Verification. Netherlands. February 2018.
- Gaias, G., D'Amico, S., Ardeans, J., & Boge, T. (2010). Hardware-in-the-loop Multi-satellite Simulator for Proximity Operations. 11th Int. WS on Simulation & EGSE facilities for Space Programmes. 2010.
- Gallardo D., Bevilacqua R., Rasmussen R. Advances on a 6 Degrees of Freedom Testbed for Autonomous Satellites Operations. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. 2011.



- Gill E, D'Amico S, Montenbruck O. Autonomous Formation Flying for the PRISMA Mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, p. 671-681, v. 44, 2012. <https://doi.org/10.2514/1.23015>.
- International Organization for Standardization. ISO 16781:2013: Space Systems – Simulation Requirements for Control System. November 2013.
- Jiménez-González A, Dios J R M-d, Ollero A. Testbeds for ubiquitous robotics: A survey. *Robotics and Autonomous Systems*, p. 1487-1501, v. 61, 2013. <https://doi.org/10.1016/j.robot.2013.07.006>.
- Leitner, Jesse & Carpenter, J. & Naasz, Bo & Hadaegh, Fred & Scharf, Daniel. A Concept for In-Space, System-Level Validation of Spacecraft Precision Formation Flying. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. <https://doi.org/10.2514/6.2007-6541>.
- Leitner, J. Formation Flying: The Future of Remote Sensing from Space. International Symposium on Space Flight Dynamics. Alemanha. 2004.
- Millan R. M., Steiger v. R., Ariel H., Bartalev S., Borgeaud M., Campagnola S., Castillo-Rogez C. J., Fléron R., Gass V., Gregorio An, Klumpar M. D., Lal B., Macdonald M., Park U. J., Rao S. V., Schilling K., Stephens G., Title M. A., Wu, J.. Small satellites for space science: A COSPAR scientific roadmap. *Advances in Space Research*. Elsevier Ltd, v.64, p. 1466-1517. 2019. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.07.035>.
- Park J-I, Park H-E, Park S-Y, Choi K-H. Hardware-in-the-loop simulations of GPS-based navigation and control for satellite formation flying. *Advances in Space Research*, v.46, p. 1451-1465, 2010. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2010.08.012>.
- Peng Y-X, Scales A. W., Esswein C. M., Hartinger D. M. Small Satellite Formation Flying Simulation with Multi-Constellation GNSS and Applications to Future Multi-Scale Space Weather Observations. Proceedings of the 32nd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation. Florida, 2019, p. 2035-2047. <https://doi.org/10.33012/2019.16883>.
- Peng Y-X., Scales W.A. Satellite Formation Flight Simulation Using Multi-Constellation GNSS and Applications to Ionospheric Remote Sensing. In *Remote Sens.*, 11, 2851. 2019. <https://doi.org/10.3390/rs11232851>.
- Peng Y-X, Scales W.A., Edwards TR. GPS-based satellite formation flight simulation and applications to ionospheric remote sensing. In *Ion Wiley NAVIGATION*, v. 67, p. 3– 21, 2020. <https://doi.org/10.1002/navi.354>.
- Persson S, Veldman S, Bodin P. PRISMA – A formation flying Project in implementation phase. *Acta Astronautica*, v. 65, p. 1360-1374, 2009. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.03.067>.