

ESTUDO DE ESTRATÉGIAS DE MITIGAÇÃO DE DETRITOS ESPACIAIS PARA UMA CONSTELAÇÃO DE NANO SATÉLITES DE COLETA DE DADOS AMBIENTAIS

**Manoel J. M. de Carvalho; Lucio dos S. Jotha; Jeanne Samara dos S. Lima; Rafael B. Biondi;
Pedro S. de Aquino; Davi das N. de A. Lima**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – Centro Regional Nordeste (INPE-CRN)
Rua Carlos Serrano, 2073
59076-740 Natal, RN, Brasil.

Fax: (+55) (84) 3204-9104

Email: manoel@crn.inpe.br, {luciojotha, jsamara, rafael.biondi, pedroaquino, davilima}
@crn2.inpe.br

ABSTRACT: One of the major concerns these days, in relation to the space segment, is the mitigation of waste from missions that have reached the end of their useful lives. The density of space debris, located primarily in Low Earth Orbits (LEO), is growing exponentially, making the space agencies around the world develop policies to minimize these wastes. Within this perspective, the objective of this work is to develop a thorough study of the mitigation of space debris, coming from the nano-satellite constellation for environmental data collection of the CONASAT project, which is being developed by the National Institute for Space Research - Northeast Regional Center (CRN-INPE), in partnership with the Brazilian Space Agency (AEB), seeking a solution for the Brazilian System of Environmental Data Collection based in nano-satellites. The orientation of the project follows the rules of the European Cooperation for Space Standardization (ECSS) and the mitigation of space debris follows the European Code of Conduct for Space Debris Mitigation, of June 2004, which foresees a maximum decay time either natural or forced, of 25 years after the lifetime of the mission. Within this perspective, considering a natural decay due to restrictions of engineering and safety and a lifetime of approximately two years, this study analyzes several satellite configurations, evaluating different geometric shapes, masses and altitudes that enable compliance with the European Code of Conduct for Space Debris Mitigation as well as the objectives proposed by the mission. The study was conducted with the aid of several computational tools, including MATLAB, for the analysis of the relationship between areas and masses of the satellites, the Satellite Tool Kit (STK) for the analysis of the orbital parameters involved and the Debris Assessment Software (DAS) the latter supplied by the National Aeronautics and Space Administration (NASA) and used for computation of the decay time. As a result, the work will provide data that will serve as reference for defining the constructive aspects of the constellation of the satellites, in regards to geometric and mass limits as well as their orbital aspects.

1. INTRODUÇÃO

Na década de 90, o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) desenvolveu dois satélites de coleta de dados (SCD-1 e SCD-2), e passou a operar um sistema de monitoramento ambiental por satélites. O desenvolvimento dos SCDs foi um marco importante para a engenharia espacial brasileira, tendo em vista que estes satélites foram os primeiros projetados, construídos e operados no país. Atualmente, existe uma necessidade premente de desenvolvimento de novos satélites, tanto para assegurar a operação plena do Sistema

Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais (SBCD), como para atender novas demandas sociais e econômicas, fornecendo novos serviços e incorporando melhorias no desempenho do sistema. A partir desta necessidade, o INPE – Centro Regional Nordeste (INPE – CRN), em parceria com a Agência Espacial Brasileira (AEB), desenvolveu o projeto CONASAT, que consiste no estudo de uma constelação de nano satélites para coleta de dados ambientais baseada no padrão CubeSat, desenvolvido pela California Polytechnic State University, em parceria com a Stanford University's Space Systems Development Laboratory. A carga útil prevista para os satélites é um transponder digital de comunicação, desenvolvido no INPE – CRN, com recepção de dados em banda UHF e transmissão em banda S, que possibilitará a comunicação entre as plataformas de coleta de dados e as estações receptoras. O projeto é orientado segundo as normas da ECSS e a mitigação dos detritos espaciais segue o código de conduta europeu para mitigação de detritos espaciais [5], de Junho de 2004, que prevê um tempo máximo de decaimento, seja ele natural ou forçado, de 25 anos após o término da vida útil da missão. Desta forma, considerando um decaimento natural, devido a restrições de engenharia e segurança, e uma vida útil de aproximadamente dois anos, este estudo analisa diversas configurações de satélites, avaliando diferentes formas geométricas, massas e altitudes que possibilitem o cumprimento do código Europeu, bem como dos objetivos propostos pela missão.

2. DEFINIÇÕES DE MODELOS E PARAMETROS ESPACIAIS E CONSTRUTIVOS

Todas as análises dos tempos de decaimento dos satélites da constelação CONASAT foram desenvolvidas no software STK 9.2, com tabelas de fluxo solar disponibilizadas pela NASA através do software DAS 2.0. Os dados gerados nestas análises foram posteriormente tratados no software MATLAB, para melhor visualização.

O modelo escolhido para o cálculo do decaimento foi o Jacchia 1970, e esta escolha foi norteada, principalmente, pela altitude escolhida para os satélites da constelação, que estarão situados entre 500 e 600 km de altitude. As atmosferas de Referência Jacchia foram inicialmente publicadas como relatórios em 1970, 1971 e 1977. A densidade, temperatura e composição estão listadas na faixa compreendida entre 90 e 2500 km, e variações como a estação, latitude e hora local são considerados. Os modelos são baseados, principalmente, em dados de arrasto dos satélites e assumindo o equilíbrio difuso, os perfis atmosféricos são definidos pela temperatura da exosfera. L. G. Jacchia contribuiu com a camada referente à termosfera (110 km a 200 km) no modelo CIRA-72 e foi o primeiro a apontar o acoplamento entre o vento solar e atmosfera [2].

A órbita prevista para os satélites apresenta inclinação de 30 graus em relação ao equador e altitude compreendida entre 500 e 600 km, como dito anteriormente. Entretanto, foram realizadas simulações para uma possível Órbita Síncrona Solar (SSO) de mesma altitude, visando o elevado número de ofertas de lançamentos como carga secundária para este tipo de órbita.

O satélite será baseado no padrão CubeSat, desenvolvido pela California Polytechnic State University, em parceria com a Stanford University's Space Systems Development Laboratory, este que define satélites construídos a partir de cubos de 10 cm de aresta. Para os satélites da

constelação CONASAT, devido às aplicações na recepção e transmissão de dados, foi adotada uma estrutura que contém três cubos, como se pode observar na figura abaixo:

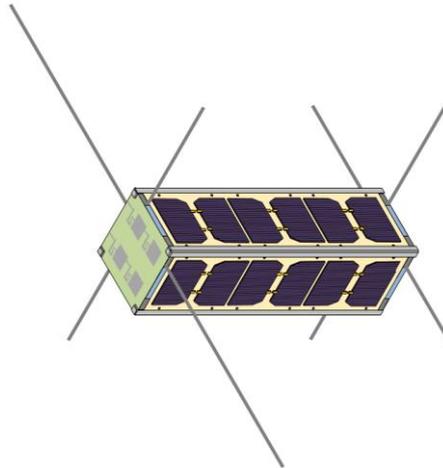


Figura 1. Satélite do modelo CubeSat 3U da constelação CONASAT.

Esta estrutura permite o funcionamento do satélite, tanto no aspecto da geração de energia, devido à maior disponibilidade de área para alocação de painéis solares, quanto no aspecto do espaço destinado a carga útil (transponder) e componentes próprios do satélite (motherboard, telemetria e telecomando, entre outros). Quanto ao quesito massa, para que o satélite seja caracterizado como um nano-satélite o mesmo não deve ultrapassar os 10 kg. Desta forma, e assumindo duas possibilidades, foram realizados estudos para satélites de 5 e 10 kg.

Para o cálculo das áreas de arrasto e exposição solar foi adotado um modelo disponibilizado pela NASA [4]. Este modelo considera que a área média de arrasto de um satélite de forma simples (cúbico ou prismático) pode ser calculada pela soma de todas as áreas de suas superfícies dividida por quatro. Desta forma, considerando-se um satélite do padrão CubeSat com o tamanho de 3U, obtiveram-se áreas de arrasto e de exposição solar iguais a $0,035 \text{ m}^2$. Por fim, segundo A. R. Bonnema [1], o coeficiente de arrasto para satélites do padrão CubeSat deve ser considerado igual a 2,2.

3. RESULTADO DAS ANÁLISES

As análises foram divididas em quatro partes, sendo elas referentes a combinações de massa e inclinação orbital diferentes, e todas levaram em consideração um lançamento previsto para o primeiro trimestre de 2014. Na primeira simulação, considerou-se um satélite com massa de 5 kg, órbita inclinada de 30 graus com relação ao equador e altitudes de 500, 550 e 600 km, como se pode observar nos gráficos abaixo:

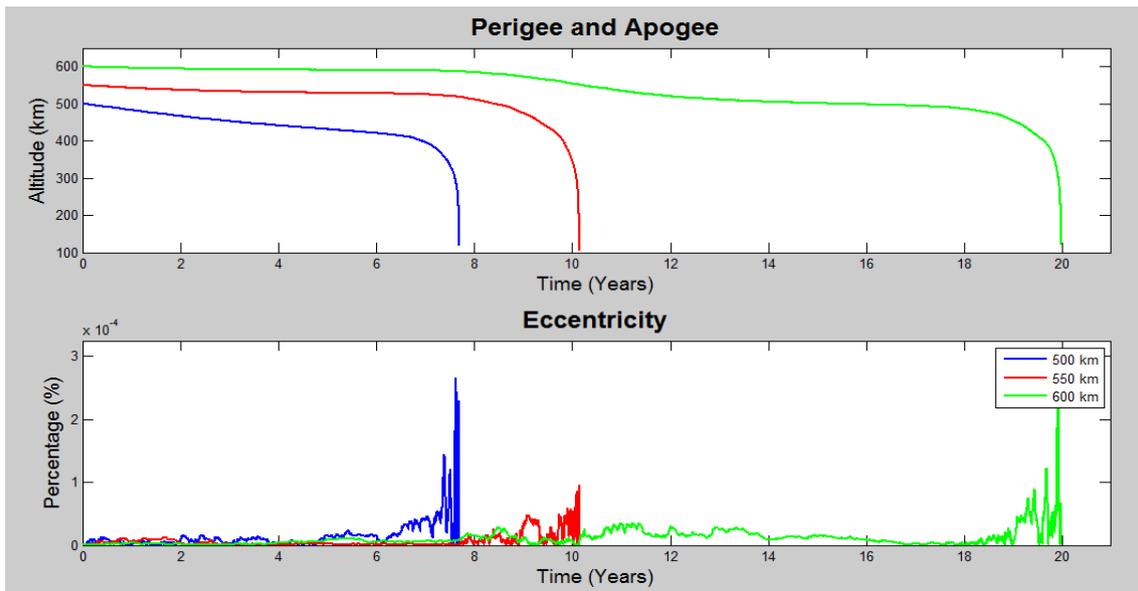


Figura 2. Massa de 5 kg, órbita inclinada de 30 graus e altitudes de 500, 550 e 600 km.

Nota-se que, independente da altitude do satélite, para este primeiro caso o tempo de decaimento nunca será superior ao tempo máximo determinado pelo Código Europeu. Da mesma forma, as análises mostraram que a excentricidade do satélite, ou seja, a relação entre o apogeu e o perigeu, não varia de forma realmente significativa, estando esta variação compreendida abaixo de um valor máximo de 0.0003 %.

Para a segunda simulação, por sua vez, considerou-se um satélite com massa de 10 kg, órbita inclinada de 30 graus com relação ao equador e altitudes de 500, 550 e 600 km:

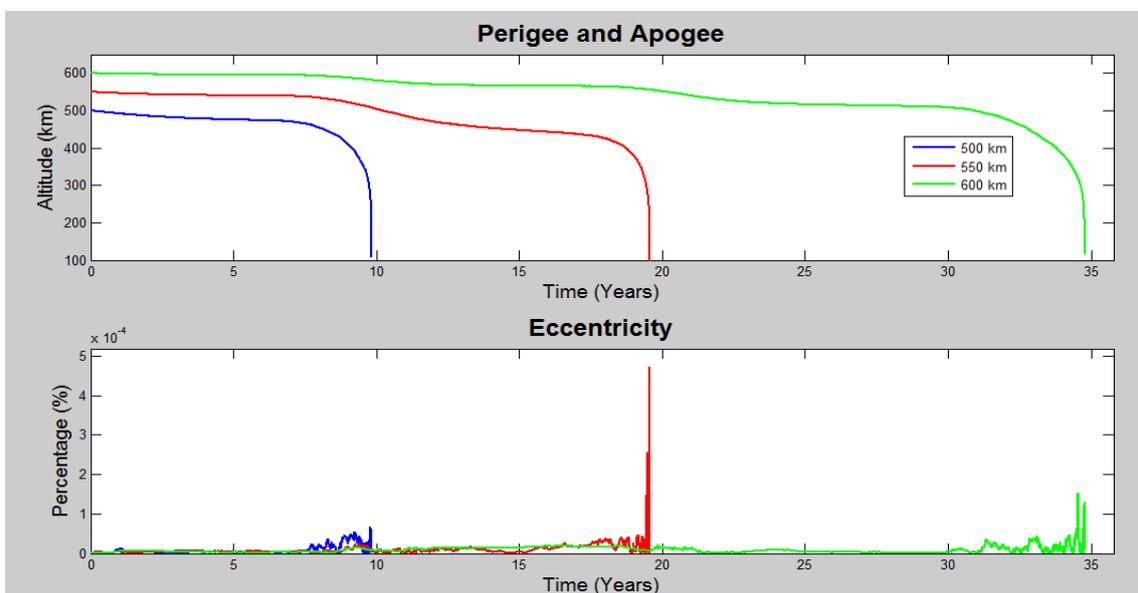


Figura 3. Massa de 10 kg, órbita inclinada de 30 graus e altitudes de 500, 550 e 600 km.

Neste caso, nota-se que para um satélite de 10 kg a altitude de lançamento não pode alcançar os 600 km, tendo em vista que o tempo de decaimento supera aquele determinado no European Code. Da mesma forma que para o caso anterior, a excentricidade não varia de forma realmente significativa, estando compreendida abaixo de 0.0005 %.

Para a terceira simulação a órbita com inclinação de 30 graus em relação ao equador foi substituída por uma Síncrona Solar, com inclinação igual a 97,5 graus em relação ao equador. Considerou-se um satélite de 5 kg, e como para os casos anteriores as altitudes analisadas foram as de 500, 550 e 600 km:

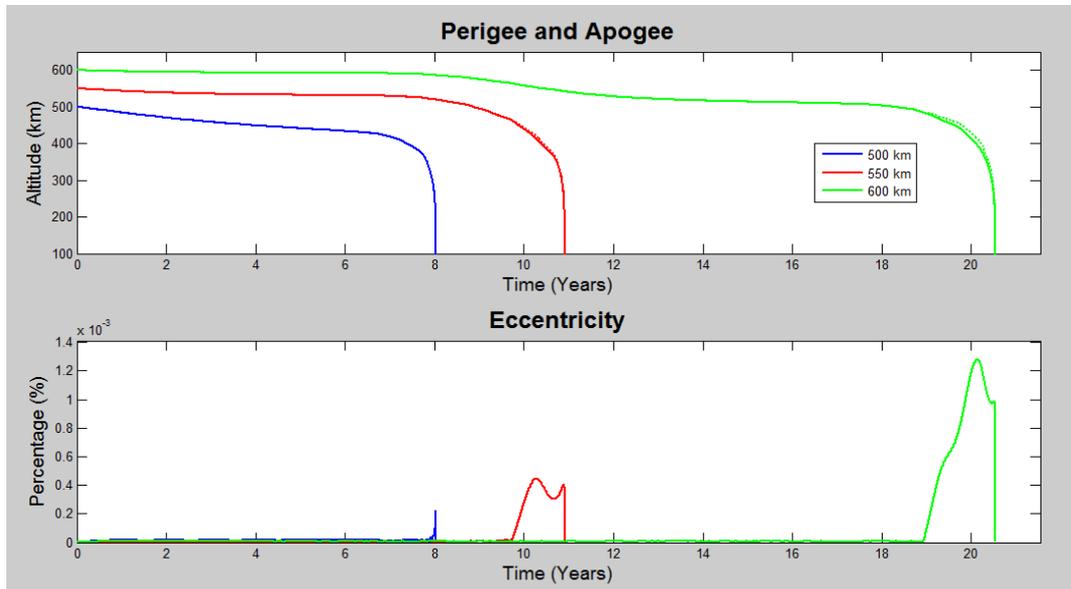


Figura 4. Massa de 5 kg, órbita síncrona solar e altitudes de 500, 550 e 600 km.

Pode-se observar que para os três casos de altitude analisados houve o cumprimento do European Code. A excentricidade variou mais que para os dois últimos casos, entretanto não de forma significativa, estando compreendida abaixo de 0.0014 %.

Para a última simulação, como para a anterior, a órbita considerada foi a Síncrona Solar. A massa do satélite, por sua vez foi alterada para 10 kg e as altitudes analisadas foram as mesmas dos casos anteriores:

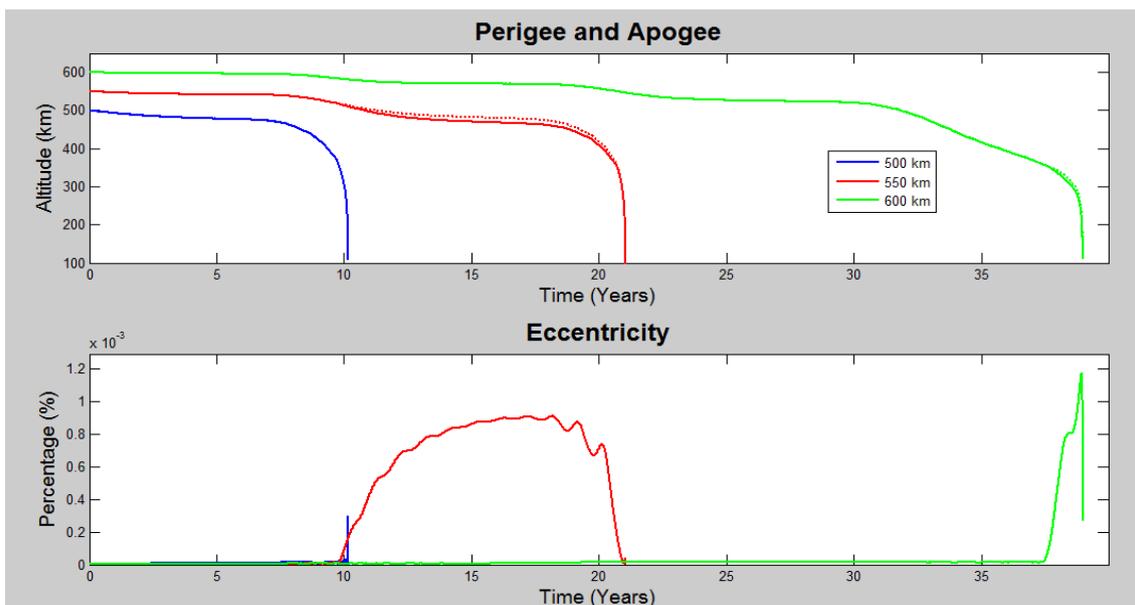


Figura 5. Massa de 10 kg, órbita síncrona solar e altitudes de 500, 550 e 600 km.

Nota-se no gráfico acima que para este caso a altitude não pode chegar aos 600 km, pois, para este caso, haveria um descumprimento do European Code. Da mesma forma que para o caso anterior, a excentricidade não varia de forma realmente significativa, estando compreendida abaixo de 0.0012 %.

A tabela abaixo mostra os tempos máximos de decaimento para todos os casos mostrados, em seus valores absolutos, frisando os que descumprem o European Code:

Tabela 1. Resumo dos dados obtidos no estudo.

Orbita	Massa	Altitude	Anos para decair	Orbitas
Circular com Inclinação de 30 graus	5 kg	500 km	7,7	43446
		550 km	10,1	56369
		600 km	20,0	110379
		650 km	34,5	188527
	10 kg	500 km	9,8	55347
		550 km	19,6	109372
		600 km	34,8	192153
		650 km	70,2	384302
Circular Síncrona Solar	5 kg	500 km	8,0	45214
		550 km	10,9	60546
		600 km	20,5	113133
		650 km	42,8	234187
	10 kg	500 km	10,1	56911
		550 km	21,0	116983
		600 km	39,0	215273
		650 km	81,2	443732

4. CONCLUSÕES

Este estudo possibilitou a análise de diversos casos relacionados com a missão CONASAT, possibilitando a definição de limites referentes às massas, às altitudes e às orbitas dos satélites da constelação proposta, para que o European Code of Conduct for Space Debris Mitigation seja respeitado. Foram levados em consideração parâmetros tais como densidade atmosférica, fluxo solar, coeficiente de arrasto, área de arrasto, área de contato solar, entre outros, que tornam este estudo o mais próximo da realidade.

Do ponto de vista dos dados obtidos neste trabalho, concluiu-se que para o pior caso, ou seja, massas iguais ou próximas de 10 kg, a altitude deve ser reduzida para valores próximos aos 550 km. Por outro lado, se o satélite apresentar massa próxima de 5 kg a altitude pode estar próxima dos 600 km. Para todos os casos, o tempo de decaimento superou os dois anos previstos de vida útil do satélite, ou seja, o satélite lançado dentro das condições especificadas neste documento estará habilitado a cumprir sua missão prevista de dois anos.

5. REFERENCIAS

[1] A. R. Bonnema. QB50 – ORBITAL DYNAMICS AND DEPLOYMENT. Disponível em: <www.qb50.eu/download/workshop/papers_18nov/bonnema.pdf>. Acessado em: 12/12/2011.

[2] L. G. Jacchia. STANDARD JACCHIA REFERENCE ATMOSPHERE 1977. Disponível em: <<http://modelweb.gsfc.nasa.gov/atmos/jacchia.html>>. Acessado em: 18/01/2012.

[3] J. L. Wiley; R. W. Wertz (editors). SPACE MISSION ANALYSIS AND DESIGN. Second Edition. Space Technology Library.

[4] NASA Technical Standards. PROCESS FOR LIMITING ORBITAL DEBRIS. Approved: 28/08/2007. Expiration Date: 28/08/2012. Washington, DC.

[5] ESA; DLR; CNES; BNSC; ASI. EUROPEAN CODE OF CONDUCT FOR SPACE DEBRIS MITIGATION. Approved: 28/06/2004.