**Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande do Sul**

**Faculdade de Engenharia – Faculdade de Informática**

**Modelagem em MATLAB de um Sistema de Controle de Atitude para Satélites Artificiais**

Proposta de Trabalho de Conclusão de Curso

**Autores**

Felipe Groisman Sieben

Plauto de Abreu Neto

**Orientador**

Prof. Dr. Eduardo Augusto Bezerra

Porto Alegre, 14 de setembro de 2009

Índice

[Índice iii](#_Toc240426312)

[Índice de Figuras iv](#_Toc240426313)

[Índice de Tabelas v](#_Toc240426314)

[Lista de Siglas e Abreviações vi](#_Toc240426315)

[1. Introdução 1](#_Toc240426316)

[2. Ferramentas Utilizadas 3](#_Toc240426317)

[2.1 MATLAB 3](#_Toc240426318)

[2.1.1 Histórico 3](#_Toc240426319)

[2.1.2 Overview 3](#_Toc240426320)

[2.1.3 Utilização no Projeto 4](#_Toc240426321)

[2.1.4 Versões utilizadas 4](#_Toc240426322)

[2.2 Celestia 4](#_Toc240426323)

[2.2.1 Histórico 4](#_Toc240426324)

[2.2.2 Overview 4](#_Toc240426325)

[2.2.3 Utilização no projeto 5](#_Toc240426326)

[2.2.4 Versão utilizada 5](#_Toc240426327)

[2.3 Orbitron 5](#_Toc240426328)

[2.3.1 Histórico 5](#_Toc240426329)

[2.3.2 Overview 5](#_Toc240426330)

[2.3.3 Utilização no projeto 6](#_Toc240426331)

[2.3.4 Versão utilizada 6](#_Toc240426332)

[3. Fundamentação Teórica 6](#_Toc240426333)

[3.1 Reference Frame 6](#_Toc240426334)

[3.2 Parâmetros Orbitais 7](#_Toc240426335)

[3.2.1 Inclinação Orbital 7](#_Toc240426336)

[3.2.2 Right Ascension of Ascending Node – RAAN 7](#_Toc240426337)

[3.2.3 Argument of Perigee – AP 8](#_Toc240426338)

[3.2.4 Semi-Eixo Maior 8](#_Toc240426339)

[3.2.5 Excentricidade 9](#_Toc240426340)

[3.2.6 Mean Anomaly 9](#_Toc240426341)

[3.3 SSP (Sub Satellite Point) 10](#_Toc240426342)

[3.4 IAA (Instantaneous Acess Area) 11](#_Toc240426343)

[4. Proposta 12](#_Toc240426344)

[5. Cronograma e Atividades 14](#_Toc240426345)

[6. Referências Bibliográficas 16](#_Toc240426346)

Índice de Figuras

[Figura 1 - Inclinação Orbital. 7](#_Toc240426347)

[Figura 2 - Right Ascension of Ascending Node. 8](#_Toc240426348)

[Figura 3 - Argument of Perigee. 8](#_Toc240426349)

[Figura 4 - Semi-Eixo Maior. 9](#_Toc240426350)

[Figura 5 – Excentricidade. 9](#_Toc240426351)

[Figura 6 - Mean Anomaly. 10](#_Toc240426352)

[Figura 7 - Ground Track de um satélite GEO, vista no Orbitron. 11](#_Toc240426353)

Índice de Tabelas

[Tabela 1 - Cronograma de atividades 14](#_Toc240377510)

Lista de Siglas e Abreviações

ADCS Attitude Determination and Control Subsystem

AP Argument of Perigee

BF Body Frame

ECEF Earth Centered Earth-Fixed

ECI Earth Centered Inertial

GSO Geostationary Orbit

HST Hubble Space Telescope

IAA Instantaneous Access Area

INS Inertial Navigation System

LEO Low-Earth Orbit

OF Orbital Frame

PUCRS Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande do Sul

RAAN Right Ascension of Ascending Node

SPI Serial Peripheral Interface

SSP Sub Satellite Point

# Introdução

Os satélites artificiais possuem um ou mais subsistemas utilizados na interação com instrumentos de bordo ou com outros subsistemas. Tipicamente, um satélite possui, no mínimo, um subsistema principal que é chamado de *payload* (carga útil do satélite)*.* Um exemplo de *payload* é o espelho primário do Telescópio Espacial Hubble (*Hubble Space Telescope* – HST), um de muitos instrumentos que são utilizados para observar objetos astronômicos. Em um outro exemplo, no satélite Intelsat, o *payload* é o seu equipamento de comunicação, enquanto que em um satélite militar de defesa o *payload* pode ser um sensor infravermelho. Em todos os casos, para que o satélite possa executar sua tarefa principal este deve conseguir utilizar componentes do seu *payload* de forma direcionada ao seu alvo, com a precisão requisitada por seu sistema. Essa precisão é normalmente especificada em alguma unidade angular, por exemplo, 1 grau, 1 segundo de arco, 1 miliradiano. O subsistema de controle e determinação de atitude (*Attitude Determination and Control Subsystem* - ADCS) deve ser projetado para cumprir os requisitos de precisão exigidos pelos componentes do *payload*[1].

O custo de colocar um quilograma de massa em uma órbita terrestre baixa (*Low-Earth Orbit* – LEO) é de mais de US$8.000,00 [2], e para colocá-lo em uma órbita geoestacionária (*Geostationary Orbit* – GSO) o custo é ainda maior. Geralmente, um satélite possui uma massa de mais de 500 kg e custa de dezenas a centenas de milhões de dólares para ser projetado, fabricado, testado e preparado para o lançamento. Todo esse recurso é necessário para que o satélite possa cumprir sua missão e, por este mesmo motivo, são utilizados os sistemas de controle de atitude, de propulsão, o veículo de lançamento e assim por diante. Se fosse possível cumprir uma missão sem um ADCS, então a massa associada a esse sistema poderia ser utilizada, por exemplo, para aumentar o tamanho do *payload*, ou poderia-se, então, reduzir o custo do lançamento. Porém, sendo o *payload* e sua missão a razão da existência do satélite, é importante ressaltar anecessidade do ADCS para o cumprimento da missão, ou seja, a justificativa para sua existência em um satélite.

Satélites artificiais, em sua grande maioria, podem ser classificados em duas categorias: telecomunicações e sensoriamento remoto. Os satélites de telecomunicações possuem rádio transceptores, multiplexadores e antenas que lhes provêm a capacidade de comunicação. Historicamente, a maioria dos satélites de comunicação estão em órbita no anel geoestacionário, porém, mais recentemente, alguns têm sido colocados em órbitas LEO. Nesses casos, a missão do ADCS é manter o satélite apontado para sua estação terrestre com a maior precisão possível. Quanto mais preciso for o ADCS, mais fácil será a comunicação com a estação terrestre, e menor será a potência requisitada pelo sistema de comunicação.

Com relação a outra categoria, sensoriamento remoto, existem basicamente dois tipos de satélites: de observação da Terra; e de observação do espaço. Os satélites de observação da Terra podem ser do tipo *nadir-pointing* (os que observam o ponto na Terra imediatamente abaixo deles) ou então podem servir para rastrear objetos por toda a superfície terrestre. Para o primeiro caso, um estabilizador passivo por gradiente de gravidade pode ser suficiente, enquanto que para o segundo caso um ADCS ativo seria necessário, utilizando alguma combinação de rodas de momento ou propulsores para modificar o direcionamento do satélite.

Um satélite de observação do espaço, em geral, possui requisitos diferentes como, por exemplo, a impossibilidade de apontar para a Terra ou para o Sol. Este último é o caso dos instrumentos astronômicos do HST que são sensíveis e, se forem apontados em direção ao Sol, possivelmente serão danificados. Satélites dessa espécie necessitam, muitas vezes, da capacidade de realizar grandes movimentos angulares bem como movimentos extremamente precisos.

Outra função importante do ADCS é a de manter os painéis solares do satélite com a Normal apontando para o Sol. Por exemplo, quando o HST está apontando para um determinado alvo, o satélite ainda possui um eixo de liberdade para rotacionar. Essa rotação pode ser utilizada para orientar o eixo dos painéis solares de forma perpendicular em relação à direção do Sol. Então, os painéis solares podem ser separadamente rotacionados neste eixo para que tenham sua Normal diretamente apontada para o Sol.

O objetivo deste Trabalho de Conclusão de Curso é desenvolver um algoritmo de controle de atitude para um satélite de observação da Terra. O algoritmo será capaz de distinguir quando o satélite está em uma posição que permita visualizar o alvo e estimar a atitude (orientação) que o satélite deverá ter em relação aos eixos orbitais para conseguir alcançá-la.

Em decorrência do objetivo principal, um segundo objetivo se faz necessário: o desenvolvimento de um conjunto de ferramentas auxiliares para que a execução do algoritmo possa ser visualizada.

A proposta aqui apresentada está dividida em sete capítulos, sendo o primeiro composto por esta introdução. O Capítulo 2 apresenta as ferramentas que serão utilizadas; o Capítulo 3 explica alguns conceitos importantes para o entendimento da proposta; o Capítulo 4 apresenta alguns trabalhos relacionados ao tema; o Capítulo 5 contém as ferramentas que deverão ser desenvolvidas; o Capítulo 6 descreve o cronograma a ser seguido e, por fim, o Capítulo 7 lista as referências bibliográficas utilizadas.

# Ferramentas Utilizadas

Este capítulo tem como objetivo apresentar as principais ferramentas utilizadas para o desenvolvimento do trabalho, iniciando com a ferramenta principal, MATLAB, e seguindo para outros dois softwares, utilizados principalmente como referência para que fosse possível validar o funcionamento das ferramentas de visualização.

## MATLAB

### Histórico

Criada na Universidade do Novo México em 1970 no Departamento de Ciências da Computação, cujo diretor, Cleve Moler, era também desenvolvedor da linguagem. Utilizada largamente pela comunidade universitária, foi amplamente trabalhada pelos estudiosos de matemática aplicada. Em 1983, o engenheiro Jack Little teve um primeiro contato com o MATLAB numa visita de Moler à Universidade de Standford. Nesse encontro vislumbrou-se uma ferramenta com fins lucrativos, então Little, Moler e Steve Bangert fundaram em 1984 a MathWorks com MATLAB reescrita na linguagem C. LAPACK foi o nome dado às bibliotecas reescritas.

O engenheiro Little, especialista em projetos de controle, tendenciou primeiramente a utilização de MATLAB para a sua área, mas a linguagem acabou rapidamente sendo aplicada em outros campos. Hoje em dia é utilizada em diversas áreas, desde o ensino básico de álgebra linear e análise numérica até a ciência de processamento de sinal e imagem [3].

### Visão Geral

O MATLAB é um sistema utilizado para desenvolvimento de algoritmos, visualização de dados, análise de dados e cálculos numéricos. Com sua interatividade e alto desempenho é possível fazer cálculos com matrizes (MATLAB = MATrix LABoratory), construções de gráficos, análise numérica, processamento de sinais, entre outras funcionalidades. O ambiente traz recursos que facilitam a sua utilização, podendo assim visualizar os problemas e soluções expressos matematicamente, diferentemente da programação tradicional [4].

**Características:**

* Linguagem de alto nível para computação técnica;
* Ambiente de Desenvolvimento para o gerenciamento de código, arquivos e dados;
* Ferramentas interativas para exploração iterativa, projeto e solução de problemas;
* Funções matemáticas de álgebra linear, estatística, análise de Fourier, filtragem, otimização e integração numérica;
* Visualização de dados através de gráficos de funções 2-D e 3-D;
* Ferramentas para a construção personalizadas de interfaces gráficas;

Funções de integração de algoritmos baseados MATLAB com aplicações externas e linguagens, como C, C + +, Fortran, Java, COM e Microsoft Excel.

### Utilização no Projeto

O MATLAB é a ferramenta base de desenvolvimento para esse trabalho de conclusão. Foi escolhido por ser um software robusto que permite a execução de cálculos complexos de maneira rápida, ao mesmo tempo que lida com formas geométricas e gráficos com facilidade.

### Versões utilizadas

* MATLAB 7.8 R2009a;
* MATLAB 7.9 R2009b.

## Celestia

### Histórico

O Celestia é um programa de astronomia 3D, de código aberto, para Windows, Mac OS X e Linux, criado por Chris Laurel. É baseado no Catálogo Hipparcos, e utiliza o OpenGL. Tanto a NASA quanto a Agência Espacial Européia (European Space Agency, ESA) já usaram o Celestia em seus programas educacionais e também como interface para software de análise de trajetória [5].

### Visão Geral

O Celestia é um programa que proporciona ao usuário uma visão completa do Universo conhecido, tornando assim a observação astronômica mais acessível, mostrando objetos em diferentes escalas e em três dimensões. Permite navegar através de um extenso universo modelado segundo a realidade, em qualquer velocidade, direção ou tempo na história. É um simulador gratuito muito eficaz para aqueles que não têm oportunidade de utilizar um telescópio, com gráficos e uma câmera de fácil controle. Com o Celestia é possível explorar o Sistema Solar, galáxias, nebulosas e aglomerados. O programa mostra objetos que variam desde a escala de satélites artificiais enviados ao espaço até galáxias inteiras, em três dimensões usando OpenGL, com perspectivas que não seriam possíveis em um planetário tradicional. Pode-se observar as constelações, ver seus nomes e delimitar seus contornos. O programa possibilita a obtenção de maiores informações direcionando o usuário para uma página da web com dados sobre o objeto selecionado. Também realiza cálculos de distâncias e permite a simulação de vôos em tempo real com diferentes velocidades.

As fotos mostradas no aplicativo são de alta qualidade, permitindo um zoom sem muitas distorções, apesar da coleção de figuras de quase cento e vinte mil estrelas não ser tão grande se comparada ao Stellarium ou ao Google Earth. Usa a acurada teoria das órbitas planetárias VSOP87, permitindo ao usuário orbitar qualquer objeto espacial ou acompanhar órbitas existentes de cometas ou asteróides. O usuário pode variar o número de estrelas visíveis na tela e observá-las em diferentes estilos de desenho. Pode também viajar pelo universo por qualquer velocidade desde 0.001 m/s até milhões de anos-luz/s. Pontos de observação podem ter diferentes direções: para frente, para trás ou qualquer outro ângulo. O tempo pode ser simulado em qualquer ponto do futuro ou do passado. Os nomes e as posições dos objetos no espaço podem se mostrados, bem como os nomes de localidades na Terra.

O Celestia mostra diferentes características dos planetas, tais como atmosfera, brilho, satélites, aurora e por-do-sol, nuvens, eclipses, anéis planetários, textura das superfícies, gases, etc. Também informa radianos dos objetos, comprimento do dia sideral, temperatura média, distância até o Sol e luminosidade relativa.

No entanto, há algumas limitações ao modelamento do Celestia:

* O parâmetro default para a Terra no Celestia é um esferóide perfeito, o que significa que satélites em órbita terrestre baixa não são modelados com precisão. No entanto, este parâmetro pode ser ajustado;
* Muitas, se não todas estrelas binárias não são simuladas corretamente;
* Apenas objetos no sistema solar são móveis; estrelas e galáxias são imóveis;
* Originalmente não há nebulosas no Celestia, mas elas podem ser adicionadas.

### Utilização no projeto

O Celestia está sendo utilizado como um software de referência para validar uma das ferramentas de visualização desenvolvidas.

### Versão utilizada

* Celestia 1.6.0

## Orbitron

### Histórico

O Orbitron é um programa gratuito para rastreio de satélites, desenvolvido em 2001 por Sebastian Stoff [6].

### Visão Geral

O Orbitron é utilizado como um sistema de rastreamento de satélites para observação celeste e para rádios amadores. É tambem utilizado por meteorologistas, usuários de comunicação via satélite, astrônomos, ufólogos e até mesmo astrólogos**.** O Orbitron mostra a posição de satélites em qualquer momento, seja em tempo real ou simulado.

**Características:**

* Modelos de predição NORAD SGP4/SDP4;
* Podem ser carregados 20.000 satélites a partir dos arquivos TLE, através da Internet;
* Todos os satélites podem ser rastreados ao mesmo tempo;
* Rastreamento Solar e Lunar;
* Modo tempo real / Modo simulado;
* Radar;
* Banco de dados das cidades ao redor do mundo;
* Banco de dados das freqüências dos satélites;
* Controle de Rotores/Rádios.

### Utilização no projeto

O Orbitron está sendo utilizado como um software de referência para validar uma das ferramentas de visualização desenvolvidas.

### Versão utilizada

* Orbitron 3.71

# Fundamentação Teórica

Este capítulo tem como objetivo apresentar os conceitos teóricos que serão necessários para o entendimento da proposta. Inicia-se com uma explicação sobre alguns eixos referenciais fundamentais e em seguida serão analisadas as órbitas e os parâmetros utilizados para definí-las. Por último, serão conceituados os termos SSP (*Sub Satelite Point*) e IAA (*Instant Acess Area*) e estabelecida a importância destes conceitos neste trabalho.

## Reference Frame

Para analisar o controle de atitude, é necessário entender os *Reference Frames* (Eixos de Coordenadas). *Reference Frames* são conjuntos de três retas ortonormais (ortogonais e de comprimento unitário) que possuem uma orientação conhecida. A atitude de um satélite é fornecida em unidades angulares, medidas a partir destes eixos.

O primeiro dos quatro *Reference Frames* é chamado de ECI (*Earth Centered Inertial*). Este *Frame* tem como origem o centro da Terra, com seu eixo apontando para o ponto vernal e o plano idêntico ao plano equatorial. O eixo é coincidente com o eixo de rotação da Terra.

O segundo *Frame* é chamado de ECEF (*Earth Centered Earth-Fixed*). Também tem sua origem no centro da Terra, porém gira sobre o eixo com velocidade igual à velocidade de rotação da Terra. Sua utilidade reside no fato de que um ponto sobre a superfície da Terra está imóvel em relação a esse *Frame*, que não é inercial uma vez que gira.

O terceiro *Frame* é de extrema importância: o OF (*Orbital Frame*). Tem como origem o centro de massa do satélite. Seus eixos são chamados de , e . O Eixo é o vetor unitário que aponta do centro de massa do satélite para o centro da Terra; o aponta para a direção oposta à normal da órbita. Por sua vez, o eixo é o vetor perpendicular a estes dois , que para o caso de uma órbita circular, coincide com a direção do vetor velocidade do satélite.

O quarto *Frame* de interesse é o BF (*Body Frame*). Seus eixos são chamados de , e . Assim como o OF, também tem sua origem no centro de massa do satélite. Porém, o BF nem sempre tem seus eixos alinhados com o OF. Essa diferença entre eles caracteriza a atitude do satélite,isto é, a diferença angular entre os eixos do BF e do OF.

## Parâmetros Orbitais

Toda órbita pode ser definida singularmente por um conjunto de parâmetros, que são chamados Parâmetros Orbitais. Dados um referencial inercial e um epoch (um ponto específico no tempo), são necessários seis parâmetros para definir completamente uma órbita, conforme detalhado a seguir.

### Inclinação Orbital

A elipse de uma órbita se localiza sobre um plano conhecido como plano orbital. A inclinação deste plano em relação ao plano equatorial (plano perpendicular ao eixo de rotação da Terra) define a Inclinação Orbital. Satélites GEO têm inclinação Orbital zero, pois estão sempre sobre a linha do Equador.

Por convenção, Inclinação Orbital é um número entre 0 e 180 graus. Se a inclinação estiver entre 0 e 90 graus, o satélite gira na mesma direção da rotação da Terra; caso estiver entre 91 e 180, o satélite gira na direção oposta à rotação da Terra.

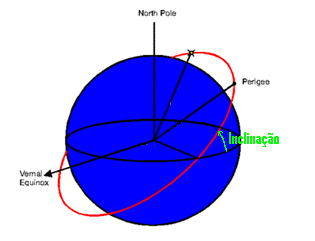


Figura - Inclinação Orbital.

### Right Ascension of Ascending Node – RAAN

RAAN é o ângulo formado entre a reta que sai do centro da Terra em direção ao ponto vernal e o ponto sobre a órbita que cruza o plano equatorial da Terra (nodo ascendente). Satélites com RAAN zero passam do hemisfério sul para o hemisfério norte exatamente sobre o ponto vernal. Por convenção, RAAN é um numero entre 0 e 360 graus.

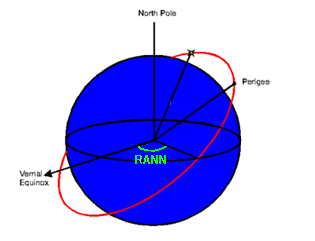


Figura 2 - Right Ascension of Ascending Node.

### Argument of Perigee – AP

Sabendo que o ponto em que o satélite se encontra mais próximo da Terra é chamado de Perigeu (Perigee), e o ponto em que está mais afastado é chamado de Apogeu (Apogee), é possível entender o conceito de *Argument of Perigee.*

AP é o ângulo entre a linha que liga o centro da Terra ao Perigeu da órbita e a linha que liga o centro da Terra ao ponto em que a órbita passa do hemisfério sul para o norte (Nodo ascendente). Por convenção, AP é um numero entre 0 e 360 graus.

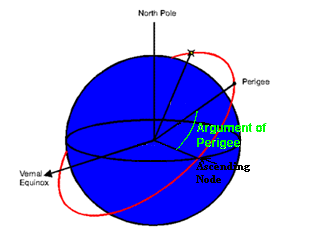


Figura - Argument of Perigee.

### Semi-Eixo Maior

Dentre as maneiras de se definir a magnitude da órbita (suas distâncias da Terra), optou-se por utilizar a dimensão em quilômetros do Semi-Eixo Maior da elipse que é descrita pela órbita. O Semi-Eixo Maior é a distância entre o centro da elipse e o ponto de Apogeu ou Perigeu.

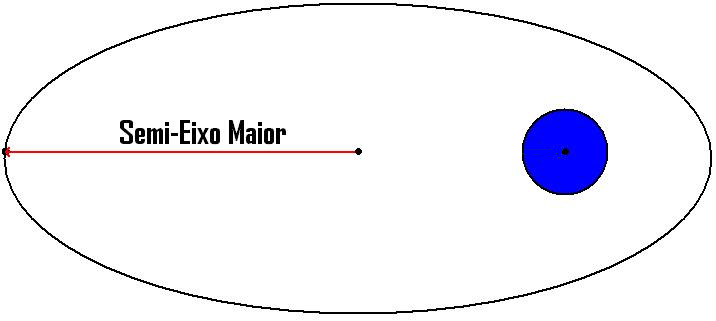


Figura - Semi-Eixo Maior.

### Excentricidade

No modelo de Kepler, os satélites possuem órbitas elípticas. É possível estabelecer o formato desta elipse definindo apenas o valor de sua excentricidade. A excentricidade de uma elipse é obtida dividindo-se a distância do centro da elipse até um de seus focos pela distância do centro da elipse até o Perigeu (semi-eixo maior).

Uma órbita circular é um caso especial de órbita elíptica: uma elipse com excentricidade zero é um círculo. Quanto mais próxima de 1 for a excentricidade, mais fina e alongada é a elipse.

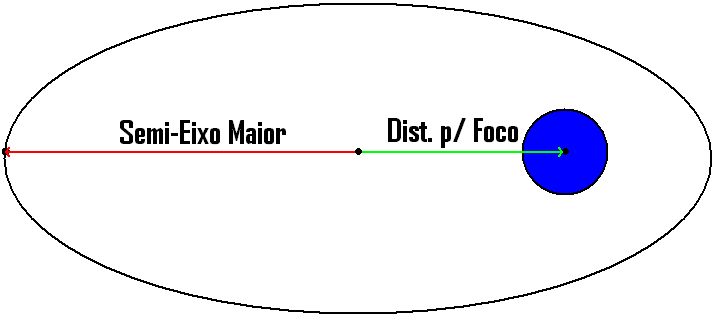


Figura – Excentricidade.

### Mean Anomaly

*Mean Anomaly* define a posição do corpo (satélite) na órbita. É definida como o tempo desde a última passagem pelo Perigeu. A *Mean Anomaly* não tem uma representação geométrica simples; é basicamente tempo medido em radianos.

A partir da *Mean Anomaly* é possível se calcular a *Eccentric Anomaly*, e desta, a *True Anomaly*. A *True Anomaly* tem uma representação geométrica simples: é o ângulo entre a linha que liga o centro da Terra ao ponto de Perigeu e a linha que liga o centro da Terra ao centro de massa do satélite.

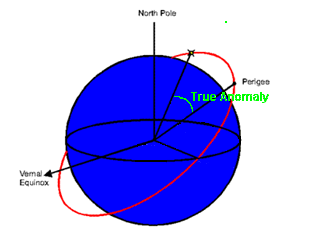


Figura - Mean Anomaly.

## SSP (Sub Satellite Point)

Dada a posição de um satélite em um dado instante, traçando uma reta que liga o centro da Terra ao centro de massa do satélite, invariavelmente a superfície da Terra terá sido cruzada. O ponto em que a reta intersecciona a superfície é denominado SSP.

Demarcando infinitos pontos em um intervalo de tempo, o satélite definirá um rastro na superfície da Terra, chamado de *ground track*.

O *ground track* de um satélite é a informação que permite prever sobre quais localidades o satélite passará, possibilitando ou não a observação de um determinado alvo na superfície da Terra.

Embora no espaço os satélites sempre percorram elipses, observando seus *ground tracks* surgirão diferentes figuras, pois o *ground track* é uma combinação de dois movimentos: o do satélite em sua órbita e da rotação da Terra. A Figura 7 mostra ...

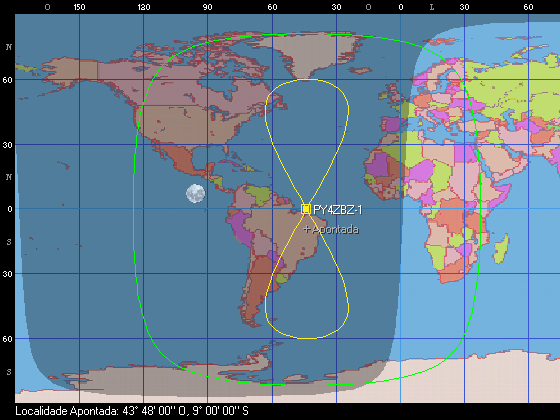


Figura - Ground Track de um satélite GEO, vista no Orbitron.

## IAA (Instantaneous Acess Area)

Observando a Terra de sua órbita, um satélite enxerga uma região circular centrada em seu SSP. Esta região circular é chamada de IAA. Conforme o SSP se move na superfície da Terra, essa região o acompanha, fazendo uma varredura da superfície.

Esta área circular chamada IAA tem como limites o horizonte observável pelo satélite. É possível concluir intuitivamente que quanto mais próximo da superfície da Terra o satélite se encontrar menor será o raio deste círculo, e menos pontos na superfície poderão ser observados pelo satélite neste instante.

Essa informação é fundamental para este trabalho pois é necessária para definir se uma determinada coordenada na superfície da Terra será visível pelo satélite ou não. Se a coordenada estiver dentro dos limites da IAA, pode-se calcular a atitude do satélite para que aponte para este alvo.

# Proposta

O sistema de controle de atitude é de suma importância para o funcionamento dos satélites hoje em dia utilizados. Um expressivo número de satélites necessita apontar seus equipamentos para um determinado ponto sobre a superfície da Terra.

**Este trabalho pretende implemetnar um algoritmo de previsão da atitude que um satélite deve possuir para que, dentro de um intervalo de tempo, este possa focalizar seus sensores de captura de imagem em um alvo na terra.**

Esta atitude está diretamente ligada à órbita do satélite e o momento em que se deseja fazer a observação. O Sistema de Controle de Atitude está fortemente ligado à órbita. Ao se alterar minimamente a órbita, muitas correções devem ser feitas na atitude do satélite para que, em um longo período de tempo, possa continuar a focalizar um dado alvo. A órbita do satélite, por sua vez, é pouco afetada pelo controle de atitude. Portanto, este trabalho partirá da premissa que o satélite possui uma órbita conhecida e fixa, invariável com a mudança da atitude.

Os valores de atitude a serem calculados terão como referência o Orbital Frame, o que significa que os valores relacionarão o quanto o *Body Frame* do satélite está rotacionado em seus três eixos em relação ao *Orbital Frame*.

Uma vez que a análise é puramente numérica, a proposta prevê a criação de ferramentas de visualização para que este controle possa ser devidamente observado. Tanto a maneira como as órbitas são descritas quanto o movimento do satélite e sua atitude são de difícil entendimento, porém tem sua compreensão simplificada com ajuda visual.

Como a primeira grande dificuldade encontrada é a visualização da órbita do satélite, a primeira ferramenta será um visualizador de órbitas em 3D. Passados os seis parâmetros orbitais, será desenhada a órbita ao redor da Terra. Esta imagem será na verdade uma animação, que além de demonstrar a visualização da trajetória do satélite, incluirá a rotação da Terra e a variação de velocidade do satélite ao longo de um dia sideral (23h54m41s).

Outro dado visualizado será o *ground track*, que informará as áreas sobre as quais o satélite passou durante este dia sideral. O *ground track* será desenhado sobre um mapa 2D em intervalos de tempo regulares, e permitirá também, pela densidade do posicionamento dos pontos, concluir sobre quais áreas o satélite passou mais rápido ou mais devagar.

A terceira ferramenta servirá para observar a IAA. Opostamente às ferramentas anteriores, representará apenas um momento específico no tempo, e não um intervalo. Para obsevar a IAA também será utilizado um mapa 2D, o que fará com que não seja visualizado um círculo propriamente dito, pois deformações surgem ao convertermos pontos sobre uma esfera em um mapa 2D.

A última ferramenta é o visualizador de atitude, similar à primeira, mas que também representará apenas um momento específico no tempo, e não um intervalo, como a IAA. Esta ferramenta mostrará a Terra, a órbita, o posicionamento do satélite nesta órbita no momento especificado, um vetor mostrando o SSP e um vetor mostrando para onde o satélite está apontando na superfície da Terra.

Até este momento, todas as ferramentas estão trabalhando com o Sistema de Controle de Atitude em malha aberta, supondo que a atitude do satélite até o momento da atuação é zero, ou seja, o *Body Frame* está perfeitamente alinhado com o *Orbit Frame*, até que a atitude seja modificada.

Em paralelo com o desenvolvimento do controle e das ferramentas, estará sendo desenvolvido um modulo para o MATLAB, para fazer a aquisição de dados vindos de um sistema de navegação inercial (INS) simplificado, contendo acelerômetros capazes de informar a inclinação de um objeto em relação ao campo gravitacional da Terra. Esse sistema consiste em um módulo de hardware desenvolvido pelo grupo de trabalho de conclusão de curso da EC do semestre 2009/1, orientado pelo Prof. Eduardo Bezerra [ref].

Os dados serão passados ao MATLAB via porta serial, vindas da placa utilizada na disciplina de Laboratório de Processadores. Esta placa, por sua vez, estará rodando um programa em C para comunicar-se também ao módulo INS simplificado via interface de comunicação SPI.

De posse desses dados, será possível fechar a malha do sistema de controle de atitude, e prover a ferramenta de visualização de atitude com dados da atual atitude do satélite. Assim se efetivará a obtenção da visualização completa da orientação atual e da desejada para o satélite.

Finalmente, será montada uma pequena plataforma para que seja possível inclinar os sensores de maneira determinística. Esta plataforma conterá 2 graus de liberdade. Apenas a rotação sobre o eixo que aponta para o alvo será desconsiderada, pois esta não altera o local para onde o satélite está apontando.

# Cronograma e Atividades

O cronograma proposto contempla cinco meses de trabalho. Na Tabela 1 as linhas listam as atividades a serem desenvolvidas, e as colunas os meses e responsáveis pelas atividades.

Tabela - Cronograma de atividades

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | Agosto | | | | Setembro | | | | Outubro | | | | Novembro | | | | Dezembro | | | |
| **Estudos e Proposta** | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Parâmetros Orbitais | P | P | P |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Sensores Inerciais | F | F | F |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Determinação de Atitude | T | T | T |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Controle de Atitude | P | P | P |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Definição do Projeto | T | T | T |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Escrita da Proposta |  |  | T | T | T | T |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| **Integração com Plataforma INS** | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Estudo do Projeto |  |  |  |  |  |  | F |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Teste da Plataforma |  |  |  |  |  |  |  | F | F |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Integração com MATLAB |  |  |  |  |  |  |  |  |  | F | F | F | F | F |  |  |  |  |  |  |
| **Projeto MATLAB** | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Estudo da Linguagem |  |  |  |  |  |  | T |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Criação do Visualizador de Orbitas |  |  |  |  |  |  | P | P |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Criação do Visualizador de SSP |  |  |  |  |  |  |  | P | P |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Criação do Visualizador da IAA |  |  |  |  |  |  |  |  | P | P |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Criação do Visualizador de Atitude |  |  |  |  |  |  |  |  |  | P | P | P |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Criação do Controle de Atitude |  |  |  |  |  |  |  |  | T | T | T | T | T | T |  |  |  |  |  |  |
| **Testes, e documentação dos resultados** | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Resultados |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  | T | T | T | T |  |  |  |  |
| Escrita TC |  |  |  |  |  |  | T | T | T | T | T | T | T | T | T | T | T |  |  |  |
| Apresentação |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  | T | T |  |
| **Legenda** | |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Felipe | F |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Plauto | P |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Todos | T |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |

**Estudos e Proposta**

A etapa inicial teve como objetivo agregar o conhecimento técnico necessário sobre os assuntos relacionados ao trabalho de conclusão. Nesta atividade foi realizado o estudo das tecnologias envolvidas necessárias para o desenvolvimento do trabalho e, com base neste estudo, foi redigida a presente proposta de trabalho.

**Integração com plataforma INS**

Nesta etapa, será estudado o projeto do INS simplificado, para que através do conhecimento de seu funcionamento este possa ser integrado à plataforma do Laboratório de Processadores. Por fim, será desenvolvida em MATLAB uma rotina para comunicar a plataforma com as ferramentas utilizadas.

**Projeto MATLAB**

Para o desenvolvimento das ferramentas, será necessário o aprofundamento da compreensão da linguagem utilizada pelo MATLAB em seus scripts. Com a linguagem sob domínio, será desenvolvido primeiramente o visualizador de órbita, por ser a ferramenta mais necessária e de maior complexidade. Com as órbitas já visualizadas, será desenvolvido o visualizador de SSP e IAA. Por fim, será elaborado o visualizador de atitude, utilizado para verificação do funcionamento do Controle de Atitude.

**Testes e documentação dos resultados**

Com as ferramentas MATLAB e a plataforma INS prontas, todo o sistema será testado em conjunto através da inserção de diversos dados de entrada para, por fim, gerar os resultados a serem utilizados na escrita do Trabalho de Conclusão de Curso e em sua apresentação.

Comentário geral:

- Faltam os trabalhos relacionados. O grupo será questionado sobre o motivo de desenvolver um novo algoritmo, se já devem existir diversos algoritmos disponíveis na literatura. Se não existirem, é necessário justificar o motivo. Faltou um bom estudo sobre o que existe disponível nessa área.

- O título do trabalho fala em “Modelagem em MATLAB ...”. Está muito bom. Porém, o leitor vai esperar encontrar a descrição de algum algoritmo existente, e o grupo realizando a “modelagem” desse algoritmo, e não a proposta de um novo algoritmo.

- No caso de ser realizada a modelagem de um algoritmo existente, é necessário introduzir esse algoritmo, autor, e outros algoritmos semelhantes.

- No caso de ser implementado um novo algoritmo, então a situação fica bastante complicada, pois será necessário provar a corretude desse algoritmo. Quais os parâmetros serão utilizados para afirmar que esse algoritmo é correto? Quais as referências utilizadas para comparação?

- Justificar melhor a necessidade da integração com o hardware do INS. Nna minha opinião seria uma contribuição bastante interessante para o trabalho, porém, da forma como o texto apresenta parece um pouco forçado pois não justifica uma real necessidade ao se comparar com o restante da descrição do que será implementado. Precisa achar uma justificativa, tipo será usado na validação do algoritmo implementado? Como irá validar?

# Referências Bibliográficas

1. Chris Hall. **Spacecraft Attitute Dynamics and Control - Lecture Notes**.
2. Roger R. Bate, Donald D. Mueller, and Jerry E. White. **Fundamentals of Astrodynamics**. Dover, New York, 1971.
3. Wikipédia. **MATLAB History**. Disponível em: http://en.wikipedia.org/wiki/MATLAB. Acesso em: 09 set 2009.
4. MathWorks. **MATLAB Description**. Disponível em: http://www.mathworks.com/products/matlab/. Acesso em: 07 set 2009.
5. Celestia. **Celestia Documentation**.Disponível em:http://www.shatters.net/celestia/. Acesso em: 09 set 2009.
6. Orbitron. **Orbitron Details**. Disponível em: http://www.stoff.pl/. Acesso em: 07 set 2009.
7. Satellite Technology. **“Keplerian Elements”**. Disponível em: http://sattechnology.wordpress.com/. Acesso em: 07 ago 2009.