



Orbitas terrestres e missões

Fabiano Silva Pereira¹, Silvio Manca², Geilson Loureiro³

¹Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Aluno de Mestrado do curso de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais (CSE)

²Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Prof. Dr. do curso de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais (CSE)

³Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Prof. Dr. do curso de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais (CSE)

Resumo. Este trabalho aborda de modo geral os conceitos básicos sobre as orbitas terrestres e missões com o intuito de revisar e fixação do tema. Para as orbitas terrestres será apresentado um conteúdo de informações com os conceitos principais e condições do ambiente orbital com o propósito de esclarecer sobre esse tópico importante da ciência aeroespacial. Para o tema missões, abordará os conceitos básicos e necessários para desenvolver uma missão baseado na engenharia de sistemas, pela necessidade de integração dos sistemas intrínsecos a missão ou projeto.

Palavras-chave: Orbita; Terrestre; Gravitacional; Missão; Aeroespacial.

1. Introdução

Este artigo descreve os conceitos básicos sobre orbita terrestre e missão, de interesse do setor aeroespacial, para o desenvolvimento de tecnologia de satélites artificiais. Orbita é um movimento que um corpo celeste realiza ao redor de outro corpo celeste pela influência de sua gravidade. A orbita terrestre é o movimento que os satélites, sejam eles naturais, como exemplo a Lua, que orbita em torno da Terra sobre influência da gravidade da Terra; ou artificiais que realizam o movimento em volta do Planeta Terra e desenvolvidos pelos homens. Com o amplo desenvolvimento tecnológico e interesse do setor aeroespacial crescente, voltado para diversos fins científicos, comerciais e mais recente, o turismo espacial, enfim, para diversas finalidades, o conceito sobre orbitas deve ser a base para essas missões ou projetos, seguem os tipos: Orbita geoestacionária (GEO), Orbita terrestre baixa (LEO), Orbita Polar, Orbita heliossincrona, Orbita terrestre media (MEO), Orbita terrestre alta (HEO), Orbitas excêntricas e Orbita transferência geoestacionária (GTO). Para o desenvolvimento de satélites artificiais, com uma missão específica, as características técnicas sobre orbita é fundamental conhecer para adotar conforme a missão/projeto. Fundamentos para conhecimento:

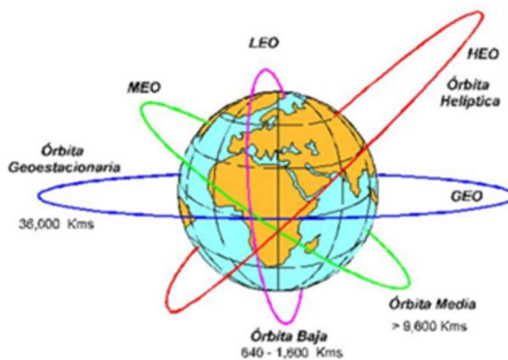


Figura 1: Tipos das orbitas.



Conceito de órbita; Classificação das órbitas; Características das órbitas; Campo gravitacional; Elementos orbitais; Visibilidade da Estação; Fórmulas simplificadas dos elementos orbitais; Manobras orbitais; Perturbações e efeito nas órbitas; Inserção orbital; Projeção das Órbitas.

Os satélites são recursos para a realizar uma tarefa por um período definido, podendo ser de curto, médio ou a longo prazo, conforme estabelecido por interessados (stakeholders). A palavra “missão”, sinônimo de: “função ou poder que se confere a alguém para fazer algo; encargo; obrigação, dever”. Exemplos ou referencias de missões para o setor aeroespacial: Missão tripulada a Lua, Missão a Marte; dentre outras inúmeras missões que pode ser destacada e pesquisada, mas no geral, são as missões que fazem parte da exploração espacial, almejada por países, empresas e instituições públicas e privadas com os diversos objetivos científicos, acadêmicos e comercial; que são convertidos em esforços financeiros e tecnológicos com a incumbência de desenvolvimento tecnológico e vantagens sócio-política e comercial, mas, independentemente desse contexto, essa busca incessante do conhecimento faz parte do ser humano e é um dos principais meios de geração de incentivo a ciência, tecnologia, investimentos, empreendedorismo e que envolve todos os setores profissionais, industrial e acadêmico, promovendo o desenvolvimento da humanidade no qual motiva enfatizar os fundamentos básicos descritos nesse artigo, principalmente para os iniciantes profissionais nessa área.

2. Orbitas terrestres

Orbita é a trajetória que um corpo percorre ao redor de outro sob a influência de alguma força, chamado de força gravitacional. Segundo as leis do movimento planetário de Johannes Kepler, as orbitas são aproximadamente elípticas, embora os planetas próximos ao Sol, ao redor do qual orbitam, tenham orbitas quase circulares. Isaac Newton e Albert Einstein contribuíram também nas definições dos tipos e características de orbitas. Dentro de um sistema solar, os planetas, asteroides, cometas e outros objetos de menor tamanho percorrem orbitas aproximadamente elípticas ao redor do Sol, enquanto as luas e outros satélites fazem o próprio ao redor dos planetas. Seja qual for a orbita seguida pelo objeto, o corpo ao redor de que descreveu sua trajetória se encontra situado no foco da cônica descrita, de modo que sempre podem definir-se dois pontos singulares, como o de maior afastamento ou apoastro, e o de maior aproximação ou periastro. Nas figuras a seguir, pode-se conferir os tipos de orbitas classificadas como: elíptica, hiperbólica e parabólica.

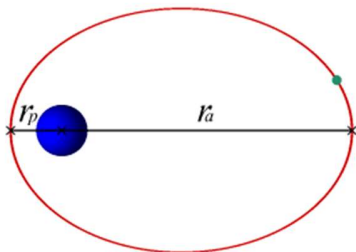


Figura 2: Orbita elíptica

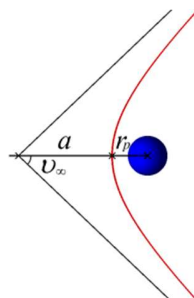


Figura 3: Orbita hiperbólica

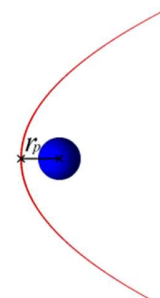


Figura 4: Orbita parabólica



2.1 Conceito de órbita

São dois objetos ou corpos que com massa “M” e “m” no espaço, são atraídas uma na direção da outra de acordo com a equação da figura 5. A força F é aplicada em cada uma das massas, uma na direção da outra, ambas iguais em módulo. G é a constante de gravitação universal com o valor $6,67 \times 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$, “r” é a distância entre as duas massas. Equação da força entre corpos: $F_{M/m} = -\frac{G.M.m}{r^2} \cdot a_r$. Um modo de representar o conceito de órbita, é amarrar um peso na extremidade de uma linha e gira o peso mantendo a outra extremidade fixada num ponto de modo que forme o centro de uma projeção de círculo. Observe que há um equilíbrio entre a força centrífuga que tende a afastar o objeto para manter a direção original de deslocamento e a força que segura a bola através do fio.

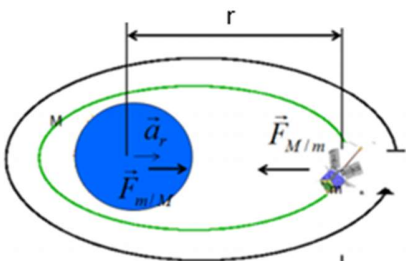


Figura 5: representação da equação.

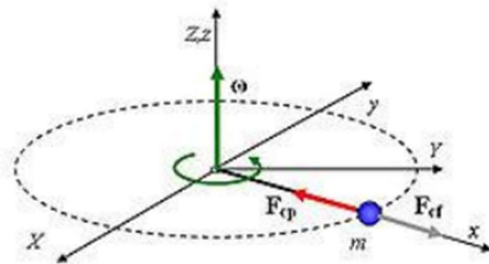


Figura 6: representação do conceito de órbita.

2.2 Classificação das órbitas

Existem diversas classificações de órbitas e na tabela abaixo, seguem atributos de algumas órbitas.

Tabela 1: altura e período orbital de cada tipo orbital.

Tipo	Altitude	Período orbital	Velocidade
GEO	35786 km	86164s (24h)	3km/s
LEO	160km a 2000km	90-12min	6,9 – 7,5km/s
Orbital Polar	200km e 1000km	De 1 a 2 horas	35000 km/h
Orbita heliossincrona	600km e 800km	24h	Orbita circular: 7,8 a 6,9km/s. Orbita elíptica: 8,2 a 6,5km/s.
MEO	2000 a 35000km	12h	-
HEO	Acima de 36000km	24h	-
Órbitas excêntricas	500km a 2000km	-	-
GTO	35786km	-	-

As órbitas LEO, MEO, GEO, Polar e heliossincrona são órbitas circulares; enfatizando que a Polar tem uma inclinação ao redor 90° a partir do Equador passando pelos polos. A heliossincrona é um particular orbital polar na qual o plano da órbita mantém um ângulo constante em relação ao Sol. Para uma dada inclinação deve-se adotar uma altitude específica que garanta a propriedade requerida. Outro ponto muito importante para a classificação das órbitas, são os termos “Perigeu” que é o ponto da órbita mais próximo da Terra. E o “Apogeu” que é o ponto mais distante. Para conhecimento, a órbita geoestacionária é o mais utilizado para satélites.

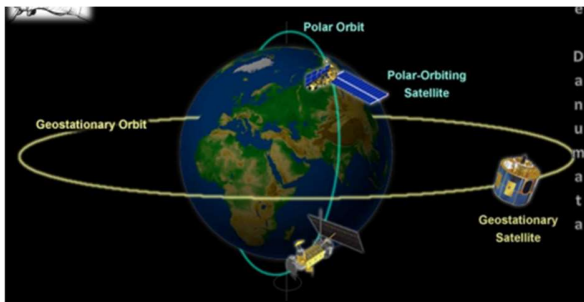


Figura 7: Órbita Polar e Geoestacionária de Satélites

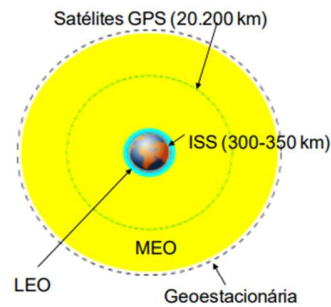


Figura 8: Classificação das órbitas

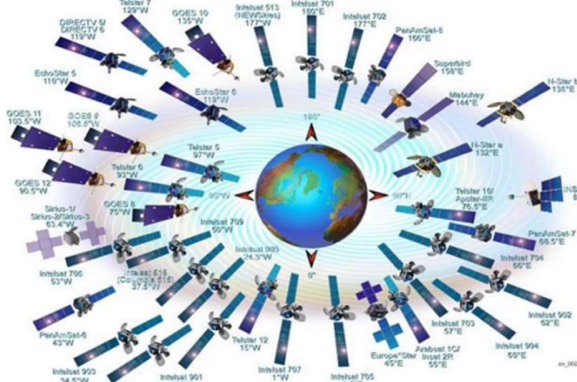


Figura 9: Órbita geoestacionária

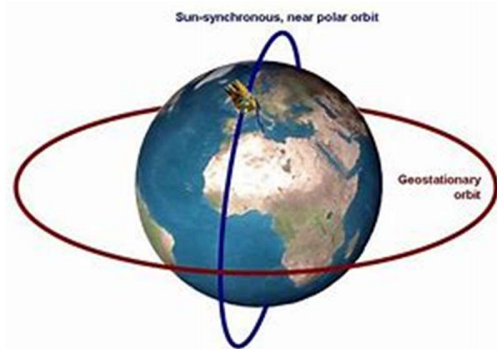


Figura 10: Órbita polar

Para se calcular a velocidade orbital usa-se geralmente a seguinte equação: $v = \sqrt{2 \left(\frac{\mu}{r} + \epsilon \right)}$, onde: v é a velocidade orbital que deve ser calculada; μ é o parâmetro gravitacional padrão; r é a distância entre o corpo que orbita e o corpo que está sendo orbitado; ϵ é a energia orbital específica.

2.3 Características das órbitas

As órbitas tem uma relação do empuxo com a geometria da órbita e Lei da gravitação universal. A órbita tem uma relação com o empuxo, força gravitacional e força centrífuga o que define o tipo de órbita, podendo ser circular, parábola e hipérbole. Sendo o impulso – uma grandeza física que mede a mudança da quantidade de movimento sofrida por um corpo sobre o qual atua uma força (F) durante um intervalo de tempo (Δt), uma grandeza vetorial. Para produzir uma velocidade de rotação ao redor da Terra (tangencia). A lei da gravitação universal diz que duas partículas quaisquer do Universo se atraem gravitacionalmente por meio de uma força que é diretamente proporcional ao produto de suas massas e inversamente proporcional ao quadrado da distância que as separa. Se os corpos não são de partículas ou não podem ser considerados como pontos materiais, a distância estabelecida entre elas deve ser medida em relação ao centro de massa delas, ou seja, pontos onde pode-se supor que está concentrada toda a massa do corpo ou o sistema de corpos. As Figuras 5 e 6 demonstram a teoria da Lei.

2.4 Campo gravitacional

Campo gravitacional é definido como a área que sofre algum tipo de alteração causada por corpos que possuem massa, ou seja, quando dois corpos são atraídos por conta da massa que existe entre



eles, a região dessa interação leva o nome de campo gravitacional. Além disso, os corpos são atraídos pelo que chamamos de força gravitacional. Dessa forma, o campo gravitacional pode ser definido como a região de perturbação gravitacional causada pelo encontro de massas. Um exemplo é a atração que o Planeta Terra exerce sobre os corpos localizados na superfície ou, ainda, a atração existente entre o Sol e os planetas que estão na sua órbita. Dessa forma, existe uma fórmula para que o campo gravitacional seja calculado ligada à Lei da gravitação universal.



Figura 11: matéria atrai matéria com uma força diretamente proporcional ao produto de suas massas e inversamente proporcional ao quadrado da distância entre elas.

Para manter a atração de uma massa com a outra, deve ser considerado a Energia Potencial Específica do Campo Gravitacional e Energia Cinética Específica do objeto introduzido no campo, para que o objeto permaneça na atração equalizada, evitando dela ser atraída ao centro do corpo central. Com o complemento de outras equações pode determinar a órbita circular, elíptica, parábola e hiperbólica.

2.5 Elementos orbitais

Os elementos orbitais são parâmetros e atributos que caracterizam o meio de definir a órbita desejada para o objeto. Importante conhecer alguns termos desses elementos: Semieixo maior (“a”), Excentricidade (“e”), Anomalia verdadeira (“v”), Inclinação (“i”), Ascensão reta do nodo ascendente (“Ω”) e Argumento do Perigeu (“ω”); esses elementos podem ser verificados nas próximas figuras.

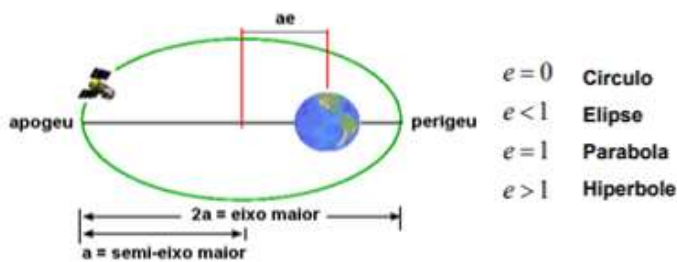


Figura 12: semieixo e excentricidade.

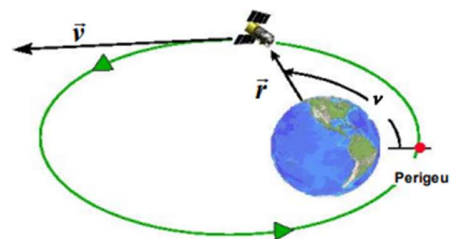


Figura 13: Anomalia verdadeira.



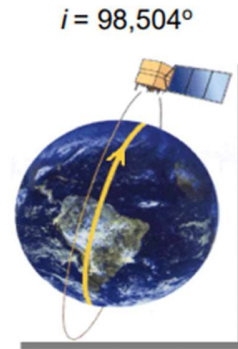
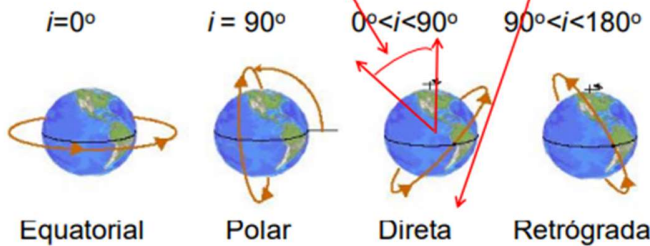
4. Inclinação ("i"): Ângulo entre o vetor momento angular da órbita e o vetor Z do sistema de coordenadas fixo à Terra.

Posicionamento do plano orbital no espaço.



$i = 25^\circ$

Órbita no mesmo sentido de rotação da Terra = de oeste para leste



$i = 98,504^\circ$

Figura 14: Inclinação.

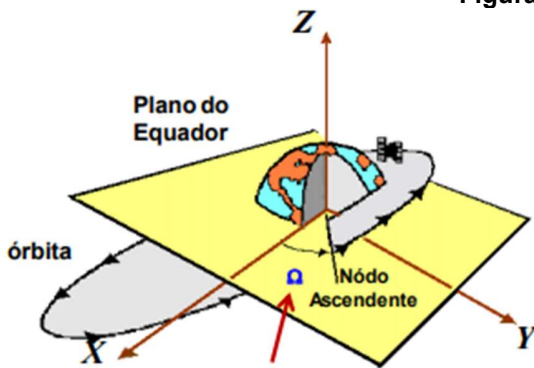


Figura 15: Ascensão reta do nodo ascendente.

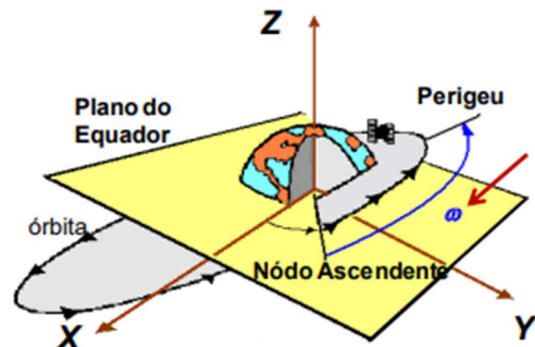


Figura 16: Argumento do perigeu.

Para os elementos acima, considerar: Anomalia verdadeira considerar $0^\circ < v < 360^\circ$; Ascensão reta do nodo ascendente $0^\circ < \Omega < 360^\circ$; Argumento do perigeu $0^\circ < \omega < 360^\circ$.

2.6 Visibilidade da Estação

A visibilidade da estação para um satélite numa determinada órbita é descrita pela área de alcance visível da estação em solo relacionado pela linha do horizonte ou de elevação de 5° , isso descreve um círculo ao redor da estação no qual é interceptado a cada passagem do satélite por sua órbita.

2.7 Fórmulas simplificadas dos elementos orbitais

Existe uma tabela para definição e cálculo dos elementos orbitais, podendo ser consultado em literaturas sobre isso.



Quantity	Circle	Ellipse	Parabola	Hyperbola
Defining Parameters	a = semimajor axis = radius	a = semimajor axis b = semiminor axis	p = semi-latus rectum q = perifocal distance	a = semi-transverse axis ($a < 0$) b = semi-conjugate axis
Parametric Equation	$x^2 + y^2 = a^2$	$x^2/a^2 + y^2/b^2 = 1$	$x^2 = 4qy$	$x^2/a^2 - y^2/b^2 = 1$
Eccentricity, e	$e = 0$	$e = \sqrt{a^2 - b^2}/a$ $0 < e < 1$	$e = 1$	$e = \sqrt{a^2 - b^2}/a$ $e > 1$
Perifocal Distance, q	$q = a$	$q = a(1 - e)$	$q = p/2$	$q = a(1 - e)$
Velocity, V, at Distance, r, from Focus	$V^2 = \mu/r$	$V^2 = \mu(2/r - 1/a)$	$V^2 = 2\mu/r$	$V^2 = \mu(2/r - 1/a)$
Total Energy Per Unit Mass, \mathcal{E}	$\mathcal{E} = -\mu/2a < 0$	$\mathcal{E} = -\mu/2a < 0$	$\mathcal{E} = 0$	$\mathcal{E} = -\mu/2a > 0$
Mean Angular Motion, n	$n = \sqrt{\mu/a^3}$	$n = \sqrt{\mu/a^3}$	$n = 2\sqrt{\mu/p^3}$	$n = \sqrt{\mu/(-a)^3}$
Period, P	$P = 2\pi/n$	$P = 2\pi/n$	$P = \infty$	$P = \infty$
Anomaly	$\nu = M = E$	Eccentric anomaly, E $\tan \frac{\nu}{2} = \left(\frac{1+e}{1-e}\right)^{1/2} \tan \left(\frac{E}{2}\right)$	Parabolic anomaly, D $\tan \frac{\nu}{2} = D/\sqrt{2q}$	Hyperbolic anomaly, F $\tan \frac{\nu}{2} = \left(\frac{1+e}{1-e}\right)^{1/2} \tanh \left(\frac{F}{2}\right)$
Mean Anomaly, M	$M = M_0 + nt$	$M = E - e \sin E$	$M = qD + (D^3/6)$	$M = (e \sinh F) - F$
Distance from Focus, $r = q(1+e)/(1+e \cos \nu)$	$r = a$	$r = a(1 - e \cos E)$	$r = q + (D^2/2)$	$r = a(1 - e \cosh F)$
$r \, dr/dt = r \dot{r}$	0	$r \dot{r} = e\sqrt{a\mu} \sin E$	$r \dot{r} = \sqrt{\mu} D$	$r \dot{r} = e\sqrt{(-a)\mu} \sinh F$
Areal Velocity, $\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} r^2 \frac{d\nu}{dt}$	$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} \sqrt{a\mu}$	$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} \sqrt{a\mu(1-e^2)}$	$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} \sqrt{\mu q}$	$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} \sqrt{a\mu(1-e^2)}$

Note: $\mu = GM$ is the gravitational constant of the central body; ν is the true anomaly, and $M = n(t - T)$ is the mean anomaly, where t is the time of observation, T is the time of perifocal passage, and n is the mean angular motion. See App. C for additional formulas and a discussion and listing of terminology and notation.

Figura 19: tabela de fórmulas simplificada.

2.8 Manobras orbitais

É o uso de sistemas de propulsão auxiliar, para alterar a órbita de um satélite, uma sonda ou uma espaçonave. Para realizar uma manobra orbital existem várias teorias matemáticas para efetuar, uma delas que é a mais utilizada é a “transferência Hohmann”. Em astrodinâmica, a órbita de transferência de Hohmann é uma órbita elíptica usada para transferir um veículo entre duas órbitas circulares de diferentes altitudes no mesmo plano geométrico. A manobra orbital para executar a transferência de Hohmann usa dois impulsos: um para transferir a espaçonave para a órbita de transferência e um segundo para sair dela. Esta manobra foi batizada em homenagem a Walter Hohmann, cientista alemão que publicou uma descrição desta manobra no seu livro *Die Erreichbarkeit der Himmelskörper* (A acessibilidade de Corpos Celestes). Hohmann foi em parte influenciado pelo autor de ficção científica alemão Kurd Lasswitz e seu livro de 1897, *Two Planets*.

2.9 Perturbações e seu efeito nas órbitas

Ao conceber um objeto ou um satélite numa órbita deve ser considerado e analisado fatores que contribuem para que esse objeto não entre na órbita e nem consiga funcionar. Esses fatores são denominados como perturbações e que causam em efeito nas órbitas. As perturbações conhecidas são: arrasto atmosférico, efeito do achatamento terrestre, gravitacional do Sol e Lua, e pressão de radiação solar (direta e albedo). Arrastamento atmosférico, em aerodinâmica, é a força de fricção que atua sobre o foguete ou satélite, cuja principal causa é a fricção entre as moléculas do ar e a superfície do foguete que requer energia adicional durante o lançamento. O efeito achatamento terrestre está relacionado com a forma do planeta Terra, que não é uma esfera perfeita, por ter



uma forma irregular, conhecida como “achatada”, isso compromete o campo gravitacional o qual a trajetória da órbita deve ser compensada por meios de cálculos ou parâmetros adicionais para que o objeto satélite tem que efetuar correções de órbita. A gravidade do Sol e da Lua afeta o termo potencial gravitacional da órbita devido à proximidade de outros corpos massivos. A pressão de radiação é a pressão exercida sobre certa superfície devido à incidência de uma onda eletromagnética. Isto ocorre em decorrência de uma onda eletromagnética possuir momento linear e massa, apesar de possuir massa de repouso igual a zero. Calculando-se a razão entre a força atuante sobre a superfície e a área total de atuação encontra-se a pressão de radiação.

2.10 Inserção orbital

Órbita de inserção é uma manobra realizada por uma espaçonave interplanetária, para permitir que a nave seja capturada pela órbita de um planeta, ou outro astro, tal como a lua.

2.11 Projeção das Órbitas

A projeção orbital é o mapeamento da trajetória do Satélite numa orbital sobre o planeta terra, porém em modo planificado, podendo ser determinado através de equações encontradas em literaturas específicas de astrofísica, astronomia e aeroespacial. Com esse recurso é possível mapear a projeção do objeto sobre o planeta terra em função do tempo.

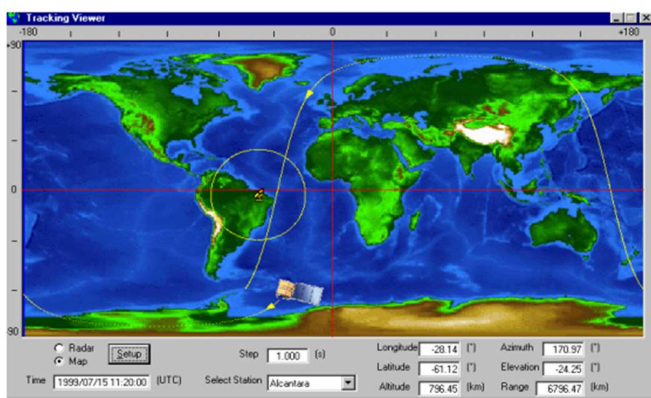


Figura 20: Sol-síncrona, exemplo CBERS.

2.12 Posicionamento dos Satélites

Os satélites são desenvolvidos e projetados em função dos requisitos (Moes) estabelecidos pela missão. Com isso, cada satélite, terá as suas características funcionais e operacional, que será composto pelos componentes e configurações determinados pela sua arquitetura de projeto, especificadas para a missão, porém é devido considerar o ambiente de lançamento e o posicionamento em órbita para que o Satélite específico, cumpra a sua missão. O lançamento de satélites é um dos momentos mais importantes de atenção para a missão devendo ser avaliado cuidadosamente o ambiente de lançamento, não desmerecendo o mesmo cuidado para as demais etapas do ciclo de vida da missão/projeto e mencionando sobre os satélites de tamanhos médios e grandes, atualmente eles são desfavoráveis, por serem grandes e pesados o que compromete a necessidade de um lançador de maior capacidade e o custo disso fica para um “patrocinador”; ao contrário dos cubsats ou nano satélites, por serem bem menores, um lançador pode lançar uma quantidade maior, com diversas características de missões o que atrai o interesse de vários



empresas e agências espaciais para aproveitar o lançamento, o que resulta na divisão dos custos de lançamento. Sobre o ambiente de lançamento, os satélites devem ser capazes de resistir às intempéries previstas em projeto pela missão, tais como: as vibrações mecânicas provocados pelo sistema lançador, as diferenças de temperatura no ambiente terrestre e em órbita, campo magnético que afeta os sistemas eletrônicos, campo gravitacional, a radiação solar, resistência do ar, e outros efeitos que acarretam e devem ser analisados e considerados no projeto de um Satélite. Os satélites, conforme a missão, são posicionadas em três diferentes órbitas e com velocidades aproximadas respectivamente: **Geostacionária**, com altitude acima dos 30.000km, utilizado geralmente para telecomunicações, com velocidade de aproximadamente 11.000 km/h; **Órbita polar**, utilizada para mapeamento, com altitudes de 800 km e velocidade aproximada de 26.800 km/h; **Órbita inclinada**, utilizados geralmente para meteorologia, com altitudes de até 1000m, nessa os satélites utilizados possuem velocidade de 27.800 km/h. Os satélites de modo geral tem suas concepções preparados para suportar as condições de lançamento e operacional em órbita, porém, quando completam a sua missão, conforme o seu ciclo de vida, eles são programados para fazerem a reentrada na órbita terrestre com o objetivo de incinerar, porem os cubesats por serem menores de 10 cm³ convencionados como 1U a 6U, pela sua densidade e tamanho que não comporta geralmente os cilindros de gás para manobras, eles não fazem a reentrada o que acaba gerando lixo espaço, pois ficam “flutuando” e formando uma nuvem de destroços ou sucatas de cubesats que gera preocupação para toda comunidade aeroespacial por comprometer outros futuros lançamentos de missões.

3. Missão

A missão é o propósito, o objetivo, estabelecido pelos interessados (stakeholders) para o sistema a ser desenvolvido. Considera utilizar satélites ou outros artefatos colocados no espaço como um dos meios para atingir o objetivo. Os requisitos de missão selecionados como desempenho chave parâmetros (KPPs), critérios de aceitação chave ou medidas de eficácia (MOEs). As organizações normalmente usam um ou mais desses termos para sua missão essencial requisitos. Esta terminologia variada e inconsistente às vezes apresenta problemas de comunicação entre as organizações. Normalmente existem três para sete deles, representando as expectativas "sagradas" das partes interessadas. Por exemplo, os principais critérios de aceitação do Programa Apollo foram: a) Colocar um homem na lua; b) Devolva-o em segurança à terra; c) Até o final da década. Apollo teve muitas partes interessadas importantes e requisitos da missão, mas esses três "sagrados" os requisitos da missão forneceram o foco necessário e conduziram ao comércio inevitável estudos e compensações. Todas as principais partes interessadas devem concordar com esses KPPs ou MOEs no início da vida de um projeto, porque estes são os poucos critérios selecionados, críticos e não negociáveis que a solução deve satisfazer para ser aceitável. Eles representam o absolutamente crítico subconjunto de recursos e características mensuráveis e observáveis que a solução deve atender. O desenvolvimento de KPPs, MOEs ou critérios-chave de aceitação é um processo de conjunto esforço entre o engenheiro de sistemas e as principais partes interessadas. Desde que eles implicam inerentemente a aceitação do usuário, devemos ter um bom entendimento da empresa ou missão para sintetizá-los com eficácia. Esta síntese é difícil, mas nos permite distinguir uma necessidade de um desejo, e focar o esforço de desenvolvimento e recursos em conformidade. O Departamento de Defesa [OSD (AT&L), 2006] define os KPPs nas capacidades iniciais documentam e os valida nas capacidades documento de descrição. Definir KPPs muitas vezes requer a colaboração de várias partes interessadas, mas é



fundamental para fornecer foco e ênfase em programas de desenvolvimento complexos de vários anos, agências e centros (dentro da NASA). Os requisitos da missão são validados para garantir "correção". Uma maneira de fazer isso é com um conceito de operações (Conops). O conceito de operações reflete o "tal como está" ambiente e ajuda a visualizar o ambiente desejado e a missão, juntamente com os conceitos do sistema que estão sendo propostos e avaliados. Permite-nos visualizar o ambiente operacional em função dos cenários operacionais necessários, o contexto do sistema de interesse e os conceitos de sistema propostos.

4. Conclusão

Como revisão bibliográfica e consolidação dos conceitos e fundamentos sobre orbitas terrestres e Missão, foi registrado nesse artigo de forma simples e resumida para facilitar a compreensão e o entendimento para ser adotado no desenvolvimento de satélites e ou sistemas. Foi revisitado os principais termos, nomenclaturas, características e definições técnicas para uma introdução a tecnologia de satélites e missões. É relevante compreender que o artigo foi descrito a nível macro no qual o estudante ou pesquisador, deverá aprofundar a pesquisa nas referências citadas para obter maiores detalhes sobre o fundamento ou conceito que for analisar.

Agradecimentos: Agradeço ao INPE pelo conhecimento disseminado através do curso de Pós Graduação, curso de Engenharia e Tecnologia Espaciais, a área de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais; agradeço a secretaria do curso, sempre dispostos a contribuir com viabilidade de acesso de informação do aluno aos cursos. Agradeço também a empresa Embraer S.A., onde exerço a minha profissão como engenheiro e que autorizou a minha participação e que com certeza irei retribuir e aplicar os meus conhecimentos adquiridos nesse honrado curso com a comunidade industrial e de pesquisa. E por fim, quero agradecer em especial a ajuda dos professores e doutores, Silvio Manea e Geilson Loureiro, bem como, não poderia esquecer dos meus familiares e amigos que me incentivaram a participar do curso.

Referências

STOCKER, Horst; JOHN W. Harris (1998). Handbook of Mathematics and Computational Science. [S.l.]: Springer. p. 386. ISBN 0387947469. Consultado em 15 de abril de 2013.

DAYANE, B; 30/03/2020; Campo gravitacional - Definição, Lei da gravitação e Teoria da Gravitação .

Transferência Hohmann. Órbita de transferência de Hohmann. Disponível: www.sistemas.eel.usp.br/docentes/arquivos.

LARSON, Dr. Wiley J.; "Applied Space Systems Engineering Space Technology Series"; 2009.