

Referências Bibliográficas

- [1] Fortes, J. M. P., *On the Power Flux-Density Limits to Protect the Fixed Service from HEO FSS Satellites Emissions in the 18 GHz Band*, International Journal of Satellite Communications and Networking, ISSN 1542-0973, Vol. 24, No. 1, pp 73-95, Jan/Feb 2006.
- [2] Finamore A. C. e Fortes J. M. P., *Protection of FS Receivers from the Interference Produced by HEO FSS Satellites in the 18 GHz Band: Effect of the roll-off Characteristics of the HEO System Satellite Antenna Beams*, International Journal of Satellite Communications and Networking, ISSN 1542-0973, Vol. 26 pp 211-230, 2008.
- [3] Fortes J. M. P., *Proteção de Redes GSO FSS nas faixas acima de 3.5 GHz e de Sistemas do FS nas faixas de 4, 11 e 18 GHz da Interferência produzida por satélites em órbitas Altamente Inclínadas - HEOs*, Relatório Técnico CETUC D-ST-01/2004, produto correspondente à Fase 4 do Contrato PVSSA Nº 0.006/2003 - Anatel, Maio 2004.
- [4] Albuquerque J. P., Fortes J. M. P., Finamore A. C., *Probabilidade, Variáveis Aleatórias e Processos Estocásticos*, Editora Interciência e PUC-RJ, pp 157-197, Rio de Janeiro, 2008.
- [5] Fortes J. M. P. e Sampaio Neto R., Maldonado J. E., *An analytical method for assessing interference in interference environments involving ngso satellite networks*, International Journal of Satellite Communications, 17(6):399-419, 1999.
- [6] Abramowitz, M. and Stegun, I. A., *Abramowitz and Stegun—Handbook of Mathematical Functions*, National Bureau of Standards, reprinted Dover Publications, 1965.
- [7] ITU-R *Analytical method for determining the statistics of interference between non-geostationary-satellite orbit fixed-satellite service systems and other non-geostationary-satellite orbit fixed-satellite service systems or geostationary-satellite orbit fixed-satellite service networks*, Recommendation ITU-R S.1529, 2001.

- [8] Anatel *Manual de Projetos Técnicos SITAR*
- [9] ITU-R *Interference criteria to protect the fixed service from the time varying aggregate interference from other services sharing the 17.7-19.3 GHz band on a co-primary basis*, Recommendation ITU-R S.1495, 2001.

A

Aspectos da Mecânica Orbital

Para a simulação da posição do satélite no plano orbital, foram considerados os parâmetros indicados na Figura A.1. Nesta figura, F_1 e F_2 são os focos da elipse que descrevem a trajetória, no plano orbital, de um satélite (ponto s) em torno da Terra, localizada em F_1 . Ainda nesta figura, a , b e e são, respectivamente, o semi-eixo maior, o semi-eixo menor e a excêntricidade da elipse.

Com relação à trajetória do satélite, $E(t)$ corresponde à anomalia excêntrica, e $r(t)$ e $\nu(t)$ caracterizam a posição do satélite em relação ao ponto F_1 , em coordenadas polares,.

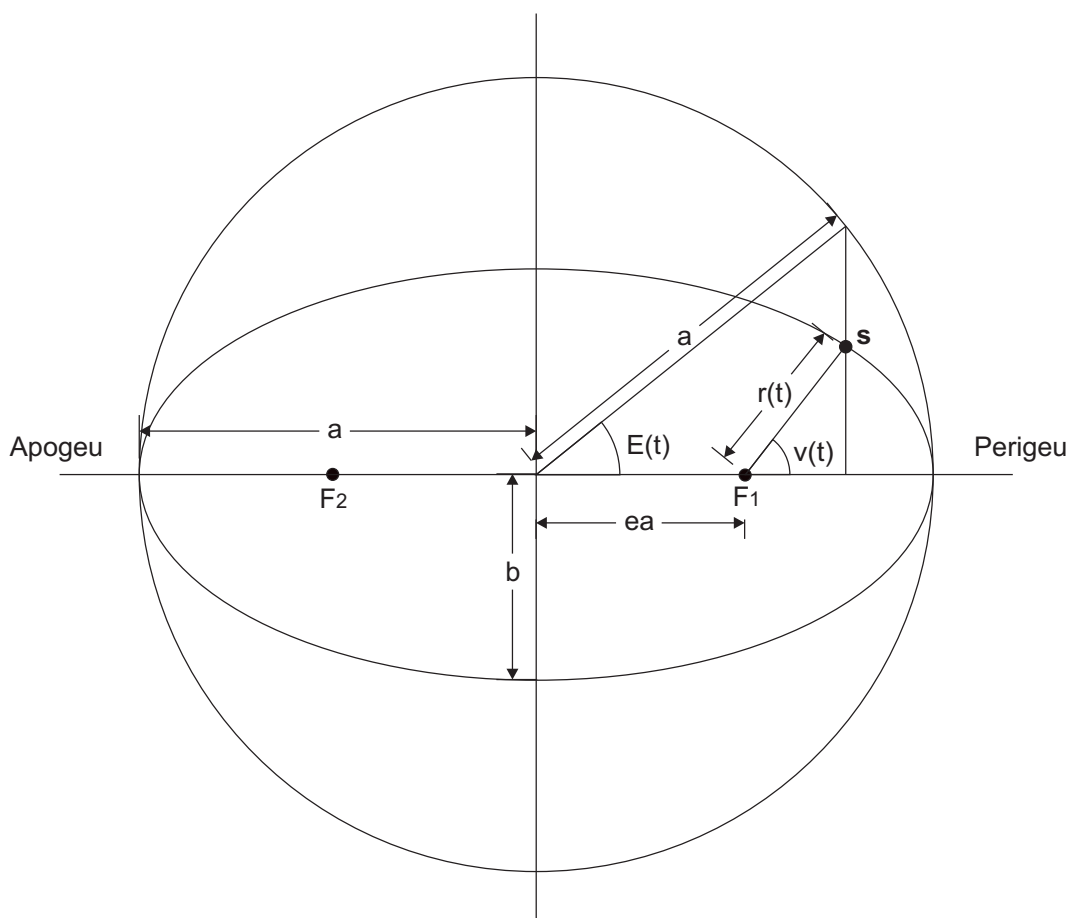


Figura A.1: Parâmetros Orbitais

Os passos que possibilitam a determinação de $\nu(t)$ (anomalia verdadeira) e $r(t)$ (altura do satélite) são apresentados a seguir:

Passo 1. Determine a anomalia média $M(t)$ que é o ângulo medido a partir do perigeu na direção do movimento do satélite. Da posição do satélite na órbita.

$$M(t) = M_0 + \frac{2\pi}{T}(t - t_0) \quad (\text{A-1})$$

Em (A-1), M_0 é a anomalia média inicial, t_0 é o instante inicial considerado situado no perigeu, $M(t)$ varia de $[-\pi, \pi]$ e T é o período. A terceira lei de Kepler diz que o quadrado do período é proporcional ao cubo da distância média até o foco, ou seja,

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (\text{A-2})$$

Passo 2. Calcule a anomalia excêntrica $E(t)$ que é o ângulo variante no tempo formado pelo vetor que sai do centro da elipse da órbita do satélite em direção ao perigeu e pelo vetor que sai do centro da elipse em direção à projeção do satélite sobre a circunferência de raio a concêntrica com a elipse. Utiliza-se (A-3) desenvolvida por Lagrange para encontrar $E(t)$

$$E(t) = M(t) + 2 \sum_n^{\infty} \frac{1}{n} J_n(ne) \sin n M(t) \quad (\text{A-3})$$

onde $J_n(ne)$ representa a função de Bessel de primeira espécie e de ordem n e a excentricidade é e .

Passo 3. Obtenha a anomalia verdadeira que é o ângulo variante no tempo que define a velocidade angular do satélite, esta dado pela equação de Gauss

$$\nu(t) = 2 \tanh \left(\frac{1+e}{1-e} \right)^{1/2} \operatorname{tg} \left(\frac{E(t)}{2} \right) \quad (\text{A-4})$$

Passo 4. Calcule a distância do satélite em relação ao centro da Terra $r(t)$ que é calculado segundo as coordenadas polares

$$r(t) = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \nu(t)} \quad (\text{A-5})$$

ou

$$r(t) = a(1 - e \cos E(t)) \quad (\text{A-6})$$

Para o cálculo da latitude $\theta(t)$ e longitude $\phi(t)$ é necessário considerar, a orientação espacial do plano orbital e da própria órbita. Esta orientação é especificada pelos parâmetros apresentados na Figura A.2. Nesta figura, δ é a inclinação do plano orbital, ou seja, o ângulo formado entre o plano orbital e o plano equatorial da Terra e Ω é a longitude do nó de ascensão. Estes parâmetros especificam a orientação espacial do plano orbital. Ainda na Figura A.2, ω é o argumento do perigeu da órbita. Com base na Figura A.2 seguem os passos para o cálculo de $\theta(t)$ e $\phi(t)$:

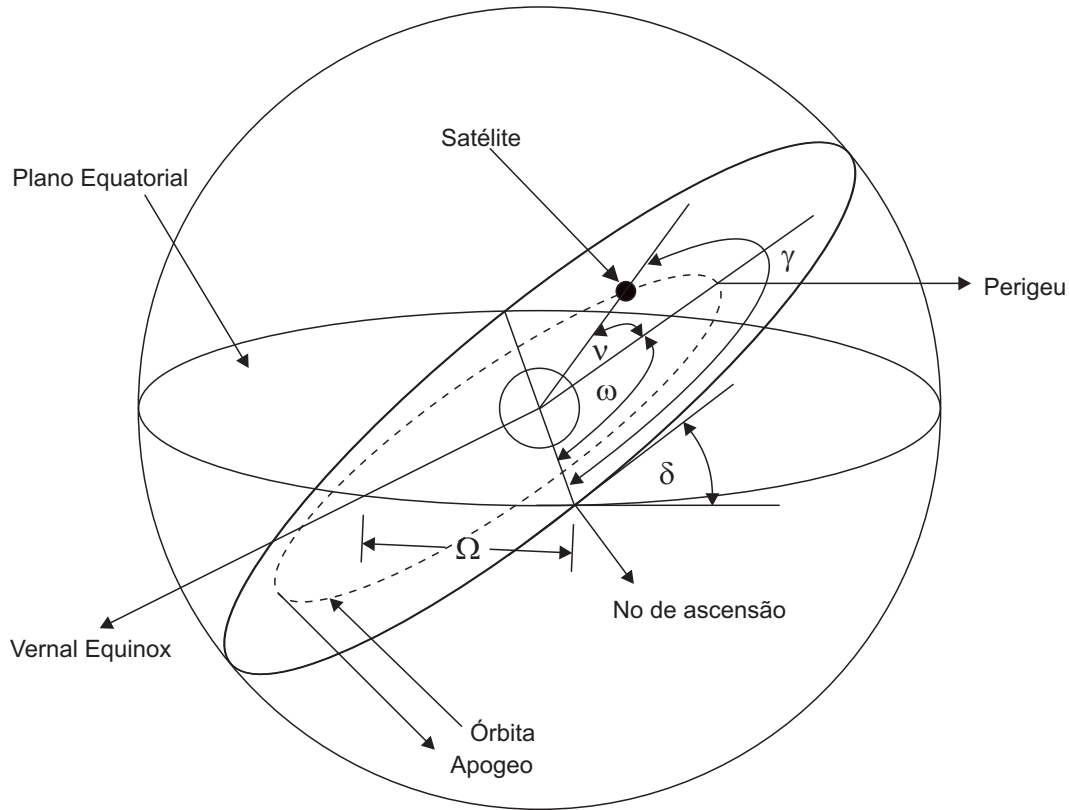


Figura A.2: Orientação de uma órbita elíptica

Passo 5. Obtenha o deslocamento angular $\gamma(t)$ que é o ângulo formado pelo vetor que aponta do centro da Terra em direção ao satélite e o vetor que aponta do centro da Terra em direção ao nó de ascensão (A-7), onde $MOD2\Pi$ significa que o valor de $\gamma(t)$ está compreendido entre o intervalo $[-\Pi, \Pi]$

$$\gamma(t) = (\nu(t) + \omega)_{MOD2\Pi} \quad (A-7)$$

Passo 6. Determine a latitude $\theta(t)$, lembre que o cálculo da latitude de um satélite depende da inclinação do plano orbital δ e do deslocamento angular $\gamma(t)$. A equação esta dada por

$$\theta(t) = \sinh(\sen \delta \sen \gamma(t)) \quad (\text{A-8})$$

Passo 7. Finalmente, calcule a longitude $\phi(t)$, para seu cálculo tem que se conhecer o deslocamento angular $\gamma(t)$, a latitude $\theta(t)$, a longitude $\phi(t)$ do nó de ascensão Ω e a velocidade angular da Terra w_T , ou seja

$$\phi(t) = \cosh \frac{\cos \gamma(t)}{\cos \theta(t)} - \Omega - w_T \quad (\text{A-9})$$

B Geometria

A Figura B.1 ilustra as duas bases consideradas para a determinação da elevação e do azimute da posição de um satélite (SAT) em relação a um ponto da superfície da Terra (FS).

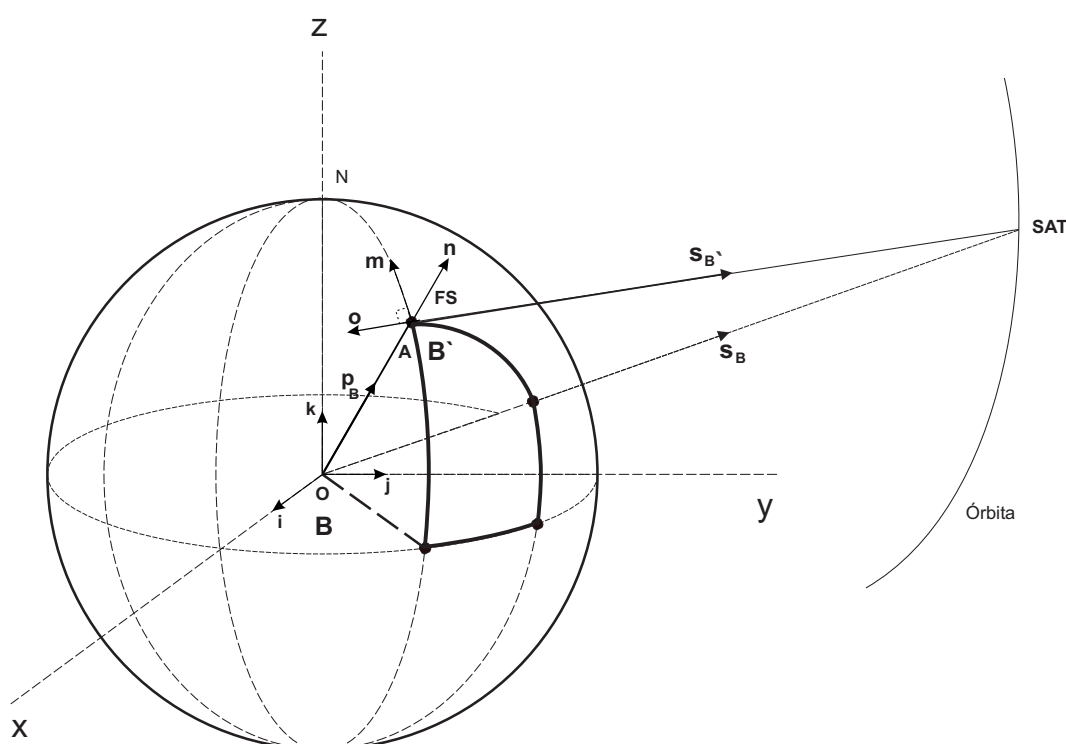


Figura B.1: Transição de base

A Base B tem como origem o centro da Terra (ponto O) e é composta pelos vetores $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$. O vetor $\mathbf{k}$ aponta para o norte, o vetor $\mathbf{i}$ pertence ao plano do equador e ao meridiano de Greenwich, e o vetor $\mathbf{j}$ é dado pelo produto vetorial $\mathbf{k} \times \mathbf{i}$. Os vetores $\mathbf{s}$ e $\mathbf{p}$ representam, respectivamente, as posições do satélite e do receptor do Serviço Fixo Terrestre (FS) em relação à Base B . O relacionamento entre as coordenadas polares e retangulares de um vetor $\mathbf{p}$ em relação à Base B , é dada por (B-1) e apresentada na Figura B.2.

$$\mathbf{p} = \begin{bmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos(\theta) \cos(\phi) \\ r \cos(\theta) \sin(\phi) \\ r \sin(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{B-1})$$

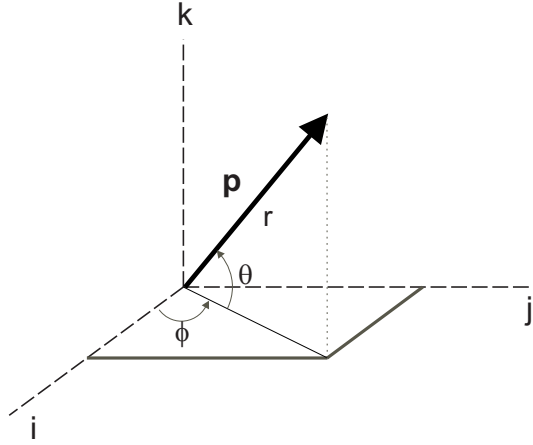


Figura B.2: Relacionamento entre as coordenadas polares e retangulares

A Base B' tem como origem ponto A e é composta pelos vetores $\mathbf{m}$, $\mathbf{o}$, $\mathbf{n}$. Na base B , o vetor $\mathbf{n}$ é a prolongação do vetor $\mathbf{p}$ dado por

$$\mathbf{n} = \frac{\mathbf{p}}{|\mathbf{p}|} = \begin{bmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{bmatrix} \quad (\text{B-2})$$

O vetor $\mathbf{o}$ da base B é perpendicular ao plano $\mathbf{k}$, $\mathbf{p}$. Então, $\mathbf{o}$ é definido como o produto vetorial de $\mathbf{n} \times \mathbf{k}$

$$\mathbf{o} = (\mathbf{n} \times \mathbf{k}) = \begin{bmatrix} o_1 \\ o_2 \\ o_3 \end{bmatrix} \quad (\text{B-3})$$

onde $\mathbf{k}$ é o vetor que aponta para o norte $\mathbf{k} = [0, 0, 1]$. Finalmente, o vetor $\mathbf{m}$ da base B é dado por

$$\mathbf{m} = (\mathbf{o} \times \mathbf{n}) = \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \end{bmatrix} \quad (\text{B-4})$$

A mudança de base (B' para B) do vetor que caracteriza a posição do satélite (ver Figura B.1) é dada por

$$\mathbf{s}_B = \mathbf{M}\mathbf{s}_{B'} + \mathbf{p}_B \quad (\text{B-5})$$

No caso geral de um vetor qualquer $\mathbf{x}$, tem-se

$$\mathbf{x}_B = \mathbf{M}\mathbf{x}_{B'} + \mathbf{p}_B \quad (\text{B-6})$$

onde M é definida por

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m_1 & o_1 & n_1 \\ m_2 & o_2 & n_2 \\ m_3 & o_3 & n_3 \end{bmatrix} \quad (\text{B-7})$$

A mudança de base (B para B') do vetor que caracteriza a posição do satélite (ver Figura B.1) é dada por

$$\mathbf{s}_{B'} = \mathbf{M}^{-1} \cdot (\mathbf{s}_B - \mathbf{p}_B) \quad (\text{B-8})$$

No caso geral de um vetor qualquer $\mathbf{x}$, tem-se

$$\mathbf{x}_{B'} = \mathbf{M}^{-1} \cdot (\mathbf{x}_B - \mathbf{p}_B) \quad (\text{B-9})$$

onde $\mathbf{M}^{-1}$ é a inversa de $\mathbf{M}$ (B-7).