

REFERÊNCIAS

- [1] **Propagation data and prediction method required for the design of Earth-space telecommunication systems.** Recommendation ITU-R P.618-7. Disponível em <http://www.itu.int/ITU-R/publications/rec/index.asp>

- [2] **Propagation data and prediction method required for the design of Earth-space telecommunication systems.** Recommendation ITU-R P.618-4. 1992 RPN Series Rec. Propagation in non-ionized media. Geneve, October 1992

- [3] CRANE. R.K. **Prediction of attenuation by rain.** IEEE Transactions on Communications. vol Com 28, no 9 September 1980. pp 1717-1733

- [4] PRITCHARD,W.L.; SUYDERHOUD,H.G.; NELSON,R.A. Introduction to Satellite Communications. In: **Satellite Communication Systems Engineering.** 2.ed. Prentice Hall, 1993. p.1-28.

- [5] **Non-GSO MSS/FSS Constellations and the International Regulations,** Yvon Henri, Space Services Departament, ITU Radiocommunication Bureau. Disponível em <http://www.itu.int/ITU-R/conferences/seminars/mexico-2001/docs/08-non-gso.doc>

- [5A] PATTAN B., **Satellite-based cellular communications.** McGraw Hill Telecommunications, 1998.

- [6] **Little Leo Systems: Will they win the satellite space race?.** Disponível em <http://www.itu.int/newsarchive/wtpf96/fea2.html>

- [7] **Big Leo Systems: The MSS Heavyweights.** Disponível em <http://www.itu.int/newsarchive/wtpf96/fea3.html>

- [7A] Disponível em http://www.globalstar.com.br/arquivos_comuns/jsp/ultimas_noticias/ConsultLastNews.jsp?id=49

[7B] Disponível em www.iridium.com/iri-dod.asp

[8] **The New Mobile Satellite Systems: What can they really deliver?**

Disponível em <http://www.itu.int/newsarchive/wtpf96/fea1.html>

[9] Disponível em

<http://www.ee.surrey.ac.uk/Personal/L.Wood/constellations/tables/overview.html#globalstar>

[10] Disponível em <http://www.qualcomm.com/globalstar/about/satellites.html>

[11] **Policy Challenges and opportunities for Global Mobile Personal Communications by Satellite: The Globalstar Viewpoint**, Douglas G. Dwyer,

President Globalstar. Disponível em

<http://www.itu.int/newsarchive/wtpf96/paper3.html>

[12] Disponível em <http://www.itu.int/ITU-R/publications/rr/index.asp>

[13] MARAL,G; BOUSQUET,M. Earth Stations. In: **Satellite Communications Systems – Systems, Techniques and Technology**.3.ed. Wiley, 1998. p. 339-415.

[14] ALLNUT, J.E. **Satellite-to-ground radiowave propagation**. IEE Series 29, Peter Peregrinus Ltd, 1989. London, UK

[15] OLSEN,R.; ROGERS, D.; HOUGE, D. **The aR^b relation in the calculation of rain attenuation**. IEEE Trans. Ant. Prop., AP-26, No 2, pp 318-329, Março 1978

[16] Recomendação ITU-R P.838-1. **Specific Attenuation Model for Rain for use in Prediction Methods**. Disponível em <http://www.itu.int/ITU-R/publications/rec/index.asp>

[17] **Draft modification to Recommendation ITU-R P.838-1**. Disponível em <http://www.itu.int/ITU-R/publications/rec/index.asp>

[18] **Modelo de previsão de atenuação por chuvas do CETUC.** Relatório interno

[19] Banco de Dados DBSG5. Disponível em <http://www.itu.int/ITU-R/software/study-groups/rsg3/databanks/dbsg5/index.html>

[20] Recommendation ITU-R P311-11 - **Acquisition, presentation and analysis of data in studies of tropospheric propagation.** Disponível em:
<http://www.itu.int/ITU-R/publications/rec/index.asp>

[21] Software *Statistica*, Statsoft ®

[22] **Nonlinear Estimation**, Eletronics Statistic Textbox, Statsoft ®, disponível em <http://www.statsoft.com/textbook/stathome.html>

[23]. DRAPER N.R; SMITH H. **Applied Regression Analysis**. Wiley Series in Probability and Mathematical Statistics, New York, 1966

[24] Software *Matlab*, The Mathworks Inc.

[25] PRITCHARD, W.L.; SUYDERHOUD, H.G.; NELSON, R.A. Geometry of the Nongeostationary Orbit. In: **Satellite Communications Systems Engineering**. 2.ed. Prentice Hall, 1993. p.104-122.

[26] **Spacewarn Bulletin**. Disponível em:
<<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/spacewarn/>>

[27] Disponível em <<http://www.qualcomm.com/globalstar/about/satellites.html>>

[28] **Orbital Propagation: Part II**. Disponível em:
<<http://www.celestrak.com/columns/v01n04/>>

[29] PRITCHARD, W.L.; SUYDERHOUD, H.G.; NELSON, R.A. Orbital Perturbations. In: **Satellite Communications Systems Engineering**. 2.ed. Prentice Hall, 1993. p.62-86

[30] PRITCHARD, W.L.; SUYDERHOUD, H.G.; NELSON, R.A. The Oblate Earth. In: **Satellite Communications Systems Engineering**. 2.ed. Prentice Hall, 1993. p.69-73

[31] Disponível em: <<http://www.celestrak.com>>

[32] K.E.CROWE; R.A.RAINES. **A Model to Describe the Distribution of Transmission Path Elevation Angles to the Iridium and Globalstar Satellite Systems**. IEEE Communications Letters, Vol 3, No 8, Agosto 1999, pp 242 a 244.

[33] **The Weibull Distribution**. Disponível em <<http://www.weibull.com>>

[34] LAW, A.M.; KELTON, W.D. **Simulation Modeling and Analysis**. 2.ed. New York: Mc Graw-Hill, 1991.

[35] PONTES, M.S.; SOUZA, R.S.L. **Characteristics of the 0°C isotherm and rain height**. Publicação CETUC-DP-01/91, Abril 1991

APÊNDICE I – Dinâmica Orbital

I.1 Descrição do movimento do satélite

As leis fundamentais de física que regem a teoria da mecânica orbital são a segunda lei de movimento de Newton e a lei de gravitação universal de Newton. O movimento dos satélites é descrito convenientemente por coordenadas polares ao invés de coordenadas retangulares. As equações de movimento para coordenadas polares (r, θ) serão descritas a seguir, tendo como referência a Figura 1.

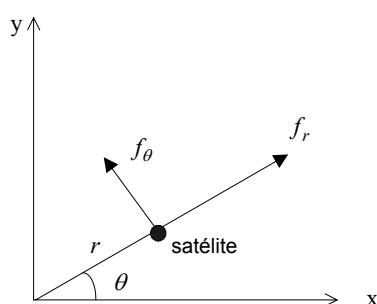


Figura 1

$$\begin{aligned}x(t) &= r(t) \cos \theta \\y(t) &= r(t) \sin \theta\end{aligned}\tag{1}$$

A segunda lei de movimento estabelece que a aceleração do corpo é proporcional à força que age nele e é inversamente proporcional à sua massa.

$$\vec{F} = m\vec{a}\tag{2}$$

A força \mathbf{f} agindo no satélite é medida pela aceleração do satélite (força por unidade de massa), logo as equações de movimento nas coordenadas retangulares originais aparecem como:

$$\begin{aligned}f_x &= \ddot{x}(t) \\f_y &= \ddot{y}(t)\end{aligned}\tag{3}$$

Fazendo-se a segunda derivada no tempo, obtêm-se as equações:

$$\begin{aligned}\ddot{x}(t) &= \ddot{r} \cos \theta - 2\dot{r}\dot{\theta} \sin \theta - r\dot{\theta}^2 \cos \theta - r\ddot{\theta} \sin \theta \\ \ddot{y}(t) &= \ddot{r} \sin \theta + 2\dot{r}\dot{\theta} \cos \theta - r\dot{\theta}^2 \sin \theta + r\ddot{\theta} \cos \theta\end{aligned}\quad (4)$$

Escrevendo f em componentes radial e tangencial (f_r, f_θ), elas se relacionam com as componentes x e y da seguinte forma:

$$\begin{aligned}f_r &= f_x \cos \theta + f_y \sin \theta \\ f_\theta &= -f_x \sin \theta + f_y \cos \theta\end{aligned}\quad (5)$$

Substituindo as equações (3B) em (2B) e depois em (4B), obtém-se

$$\begin{aligned}\ddot{r} - r\dot{\theta}^2 &= f_r \\ 2\dot{r}\dot{\theta} + r\ddot{\theta} &= f_\theta\end{aligned}\quad (6)$$

que são as equações de movimento em coordenadas polares.

A lei de gravitação universal estabelece que a força de atração entre dois corpos varia com o produto das massas e inversamente com o quadrado da distância e é direcionado ao longo da linha que une os dois centros, logo

$$\vec{F} = -\frac{GMm}{r^2} \frac{\vec{r}}{r}\quad (7)$$

onde G é a constante universal de gravitação, M a massa da Terra e m a massa do satélite.

As equações (2) e (7) podem ser escritas para n corpos e podem incluir os efeitos dos distúrbios não gravitacionais, tais como o arraste atmosférico e perturbações gravitacionais devido à não esfericidade da Terra. Obter a solução para estes sistemas é extremamente complexo e utiliza-se normalmente soluções numéricas. Entretanto para satélites artificiais os resultados importantes são obtidos através do problema de dois corpos. Nele considera-se dois corpos em um sistema de coordenadas e assume-se que um atrai o outro conforme as equações (2) e (7).

No caso dos satélites artificiais, $m \ll M$ e $GM = \mu$ e $\mu = 398600.5 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

Tem-se que

$$F_r = -\frac{GMm}{r^2} = -\frac{\mu m}{r^2} \Rightarrow f_r = \frac{F_r}{m} \quad (8)$$

$$F_\theta = 0 \Rightarrow f_\theta = \frac{F_\theta}{m}$$

pois a força gravitacional é sempre dirigida para o centro do corpo, não havendo componente em θ . As equações de movimento do satélite (6) podem ser reescritas como

$$\begin{aligned} \ddot{r} - r\dot{\theta}^2 &= -\frac{\mu}{r^2} \\ 2\dot{r}\dot{\theta} + r\ddot{\theta} &= 0 \end{aligned} \quad (9)$$

Multiplica-se a segunda equação por r para se obter nova relação, onde p é constante.

$$2r\dot{r}\dot{\theta} + r^2\ddot{\theta} = 0 \Rightarrow \frac{d}{dt}(r^2\dot{\theta}) = 0 \Rightarrow r^2\dot{\theta} = p \quad (10)$$

Na figura 2 está ilustrado o deslocamento do satélite entre os instantes de tempo t e $(t+\Delta t)$:

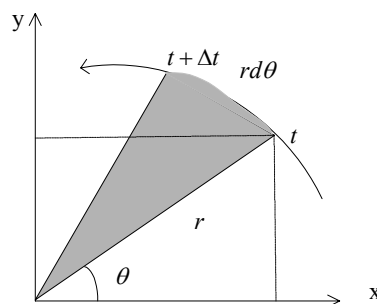


Figura 2

Tem-se que:

$$r\left(r\frac{d\theta}{dt}\right) = p \quad (11)$$

A área do triângulo hachurado é dada por $\mathbf{r} \cdot \mathbf{rd}\theta/2$, logo da relação (11) verifica-se que a taxa de variação da área percorrida por duas posições orbitais é constante, pois

$$\frac{1}{2}r\left(r\frac{d\theta}{dt}\right) = \frac{p}{2} \Rightarrow \frac{dA}{dt} = \frac{p}{2} \quad (12)$$

Desta forma verifica-se a segunda lei de Kepler, que estabelece que a linha que une a Terra ao satélite varre áreas iguais em tempos iguais.

A primeira equação de (9) dará a forma da órbita, bastando substituir a equação (11) em $d\theta/dt$:

$$\ddot{r} - r\dot{\theta}^2 = -\frac{\mu}{r^2} \Rightarrow \ddot{r} - \left(\frac{p^2}{r^3}\right) = -\frac{\mu}{r^2} \quad (13)$$

Fazendo-se $r = 1/s$,

$$\frac{dr}{dt} = -\frac{1}{s^2} \frac{ds}{dt} = -\frac{1}{s^2} \frac{ds}{d\theta} \frac{d\theta}{dt} = -\left(r^2 \frac{d\theta}{dt}\right) \frac{ds}{d\theta} = -p \frac{ds}{d\theta} \quad (14)$$

$$\frac{d^2r}{dt^2} = \frac{d}{d\theta} \left(\frac{dr}{dt} \right) \frac{d\theta}{dt} = \frac{d}{d\theta} \left(-p \frac{ds}{d\theta} \right) \frac{d\theta}{dt} = -p \frac{d^2s}{d\theta^2} \left(\frac{p}{r^2} \right) = -p^2 s^2 \frac{d^2s}{d\theta^2} \quad (15)$$

Substituindo na equação diferencial (12B), obtem-se

$$\frac{d^2s}{d\theta^2} + s = \frac{\mu}{p^2} \quad (16)$$

A solução geral para esta equação é dada por

$$s = \frac{\mu}{p^2} + q \cos(\theta + \theta_0) \quad (17)$$

A equação (17) dá a forma da órbita. Como $r = 1/s$, obtem-se

$$r = \frac{\left(\frac{p^2}{\mu}\right)}{1 + \left(\frac{p^2}{\mu}q\right)\cos(\theta + \theta_0)} \quad (18)$$

Deseja-se mostrar que a equação (18) é a equação de uma elipse. A elipse tem a propriedade de que a soma das distâncias r' e r a partir de cada um dos focos a qualquer ponto da curva é constante, tal como ilustrado na figura 3.

$$r' + r = 2a \quad (19)$$

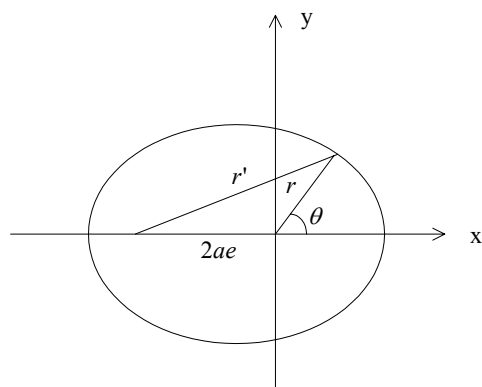


Figura 3

Onde a é o semi-eixo principal e e a excentricidade da elipse. Substituindo $r' = 2a - r$ de (19) na relação do triângulo

$$r'^2 = r^2 + (2ae)^2 - 2(2ae)r \cos(180 - \theta) \quad (20)$$

obtem-se

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \theta} \quad (21)$$

que é a equação polar para a elipse, onde $0 \leq e < 1$. A equação da órbita (18) pode ser encaixada em (21) determinando-se os seguintes parâmetros:

$$\begin{cases} \frac{p^2}{\mu} q = e \\ a(1 - e^2) = \frac{p^2}{\mu} \end{cases} \quad (22)$$

Então, como $0 \leq e < 1$ tem-se que $0 \leq q < \mu/p^2$. O raio r tem seus valores mínimos e máximo com $r_{\min} = a(1-e)$ e $r_{\max} = a(1+e)$ em $\theta = 0^\circ$ (perigeu) e $\theta = \pi$ (apogeu) respectivamente. Os parâmetros a e e definem o tamanho e a forma da órbita. O parâmetro θ_0 é chamado argumento do perigeu, e define a orientação deste, normalmente medido a partir do *nó ascendente*, que é o ponto sobre o qual o satélite cruza o plano equatorial no sentido sul para norte.

Verifica-se então que o satélite descreve órbita elíptica de semi-eixo a e excentricidade e , confirmando a primeira lei de Kepler, que estabelece que a órbita de um satélite ou planeta é uma elipse com o corpo central em um dos focos.

Sendo b o eixo menor da elipse e $b = a\sqrt{1-e^2}$, tem-se para a área $A = \pi ab = \pi a^2 \sqrt{1-e^2}$. Como $p = \sqrt{\mu a(1-e^2)}$ conforme a segunda equação (26), deseja-se obter uma relação para o período T onde o satélite percorre a área da elipse A . A taxa de varredura de área dA/dt é reescrita como:

$$\frac{dA}{dt} = \frac{p}{2} = \frac{1}{2} \sqrt{\mu a(1-e^2)} \quad (23)$$

Para obter a área percorrida em um intervalo de tempo Δt , faz-se uma regra de três com o período T . No intervalo Δt , $\Delta A = (p/2) \Delta t$, então

$$\frac{T}{\Delta t} = \frac{A}{\Delta A} = \frac{A}{\frac{p}{2} \Delta t} = \frac{\pi a^2 \sqrt{1-e^2}}{\frac{1}{2} \sqrt{\mu a(1-e^2)}}$$

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (24)$$

Este é o período que o satélite leva para percorrer uma órbita, confirmando a terceira lei de Kepler, que estabelece que o quadrado do período de revolução é proporcional ao cubo do maior eixo da elipse.

I.2 Determinação da posição do satélite

Uma vez que foi definida a forma da órbita, o próximo passo é determinar a posição do satélite em função do tempo. O argumento t desapareceu de (16) na resolução da equação. Deseja-se determinar a relação posição-tempo do satélite. O ângulo θ indica o movimento de revolução do satélite, chamado de *anomia verdadeira*, que é o ângulo que o satélite faz com o perigeu em relação à Terra, e a *anomia excêntrica* E (apresentados na Figura 4), são parâmetros que serão utilizados na determinação daquela relação.

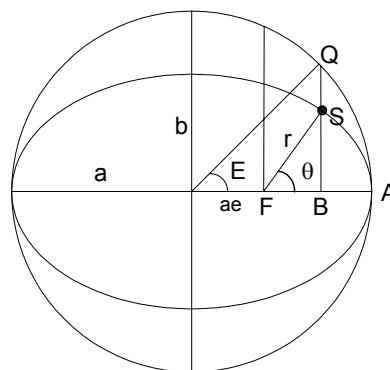


Figura 4

Da figura 4 tem-se a relação

$$a \cos E = ae + r \cos \theta$$

e da equação da elipse (21) tem-se que

$$r + r e \cos \theta = a(1 - e^2)$$

Multiplicando a primeira equação por e e fazendo-se a substituição da segunda na primeira, tem-se

$$r = a(1 - e \cos E)$$

Da figura 4,

$$OB = a \cos E = ae + r \cos \theta$$

Aplicando (21) na equação anterior,

$$\cos E = \frac{e + \cos \theta}{1 + e \cos \theta}$$

De onde se obtém após manipulação,

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\theta}{2} \quad (22)$$

Esta equação é conhecida como equação de Gauss, e determina a anomalia verdadeira para um dado valor de anomalia excêntrica.

Deseja-se obter a área hachurada da Figura 5, obtida da figura 4:

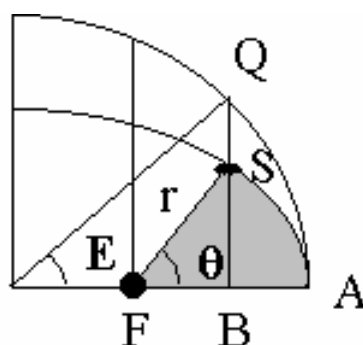


Figura 5

Tem-se que conforme a regra de três onde a área A da elipse percorrida no período total T é igual a πab , a área percorrida em um intervalo t será

$$A(\theta) = \pi ab \frac{t}{T} \quad (23)$$

Por outro lado,

$$A(\theta) = (BSF) + (ASB)$$

Comparando as equações do círculo

$$\frac{(OB)^2}{a^2} + \frac{(QB)^2}{a^2} = 1 \Rightarrow (QB)^2 = a^2 \left[1 - \frac{(OB)^2}{a^2} \right]$$

com a elipse

$$\frac{(OB)^2}{a^2} + \frac{(SB)^2}{b^2} = 1 \Rightarrow (SB)^2 = b^2 \left[1 - \frac{(OB)^2}{a^2} \right]$$

tem-se

$$(SB) = \frac{b}{a}(QB)$$

A relação entre os dois trechos é constante. Fazendo a relação entre as áreas,

$$\begin{aligned} (ASB) &= \frac{b}{a}(AQB) \\ (ASB) &= \left(\frac{b}{a}\right) \frac{1}{4} a^2 (2E - \sin 2E) \end{aligned}$$

A área AQB é encontrada na literatura. Então,

$$A(\theta) = (BSF) + (ASB) = \frac{1}{2}(a \cos E - ae) \left(\frac{b}{a} a \sin E \right) + \frac{b}{a} \frac{1}{4} a^2 (2E - \sin 2E)$$

onde

$$a \cos E - ae = FB$$

$$\frac{b}{a} a \sin E = SB$$

Logo

$$A(\theta) = \frac{1}{2} ab(E - e \sin E) \quad (24)$$

Igualando as duas expressões (25B) e (26B) de A(θ),

$$E - e \sin E = \frac{2\pi t}{T}$$

Esta é a equação de Kepler, onde o segundo termo é conhecido como *anomalia média* M(t), que é definida em qualquer t como sendo

$$M(t) = n(t - t_e) + Mo \quad (25)$$

onde $n=2\pi/T$ é o movimento médio, τ é o tempo no perigeu, t_e é o tempo de referência e Mo é a anomalia média em t_e . Então, dados quatro parâmetros que caracterizam a forma da órbita e a posição inicial,

$$a, e, t_e, Mo$$

é possível determinar a posição do satélite na órbita em qualquer t empregando-se as equações seguintes, que geram como resultado θ , **agora chamado de ν** , e r .

$$\begin{aligned} M &= n(t - t_e) + Mo \\ E - e \sin(E) &= M \\ \nu &= 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2} \right) \\ r &= \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos \nu} \end{aligned} \quad (26)$$

Na primeira equação determina-se $M(t)$ a partir de t , da segunda equação obtém-se E , da terceira obtém-se v e da quarta obtém-se r .

I.3 Solução para a anomalia verdadeira $v(t)$

Considerando um vetor t de um período de 24 horas, estes cálculos são efetuados para cada instante de tempo, a fim de se obter $v(t)$. A solução para a anomalia verdadeira deve seguir os seguintes passos:

- 1) Obtenção da anomalia média $M(t)$ a partir do vetor t , empregando os valores de referência t_e e M_o de uma determinada data do calendário;
- 2) Obtenção da anomalia excêntrica $E(t)$ a partir de $M(t)$, através da solução de

$$M(t) = E(t) - e \sin E(t) \quad (27)$$

A solução da equação transcendental para $M(t)$ pode ser obtida por análise numérica. Para o caso de órbitas com pequena excentricidade, da ordem de $e < 0.1$, pode ser utilizada a solução obtida por Lagrange na forma da série trigonométrica [36]

$$E = M + 2 \sum_{k=1}^{\infty} \frac{1}{k} J_k(ke) \sin(kM) \quad (28)$$

onde J_k é função de Bessel do 1º tipo, ordem k . A expansão até a 3ª ordem de e é dada por

$$E = M + e \sin M + \frac{e^2}{2} \sin 2M + \frac{e^3}{8} (3 \sin 3M - \sin M) + \dots \quad (29)$$

- 1- Obtenção de $v(t)$ a partir de $E(t)$, conforme equação de Gauss (22)

$$v(t) = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E(t)}{2} \right) \quad (30)$$

Uma vez construído o vetor $E(t)$, basta aplicar na Equação de Gauss para obter-se $v(t)$.

REFERÊNCIAS

- [36] PRITCHARD. W.; **The calculation of orbital positioning using Standard orbital parameters. Technical Note.** Int. J. Satell. Commun. 17. pp 303-304, ano 1999

APÊNDICE II

Arquivo *glob2.wri* contendo os elementos orbitais de todos os satélites da constelação Globalstar para o segundo dia. Os parâmetros de interesse estão resumidos na tabela abaixo, com a descrição a seguir.

Linha 1	----	----	YDDD.FR	----	----	----	----	----
Linha 2	Sat #n	<i>i</i>	Ω	<i>e'</i>	ω	<i>Mo</i>	<i>n</i>	----

Onde

YDDD.FR: Y, último dígito do ano; DDD, dia do ano; FR, fração do dia, instante de referência t_e dentro do intervalo de um dia.

Sat #n: número do satélite

i: inclinação da órbita

Ω : ascensão direta do nó ascendente (RAAN), ângulo que o ponto que o satélite cruza o Equador no caminho ascendente faz com a referência (direção do Equinócio Vernal)

e': excentricidade da órbita $\times 10^7$. Para obter *e* multiplica-se este valor por 10^{-7} .

ω : argumento do perigeu, ângulo que o satélite faz com o perigeu da órbita

Mo: anomalia média em t_e ou ângulo dentro da órbita no instante de referência t_e

n: número de revoluções do satélite por dia, utilizado no cálculo da anomalia média *M*

1	NaN	NaN	3002.8969	-1.04E-06	NaN	NaN	0	7072
2	25162	52.0026	222.3691	1869	122.5133	237.5916	12.622622	NaN
1	NaN	NaN	3002.9628	-1.04E-06	NaN	NaN	0	6925
2	25163	51.9982	221.7609	2089	79.1256	280.9843	12.622602	NaN
1	NaN	NaN	3002.9319	-8.40E-07	NaN	NaN	0	6809
2	25164	52.0059	277.5997	7394	62.0965	298.0638	12.381055	NaN
1	NaN	NaN	3002.9496	-1.04E-06	NaN	NaN	0	6847
2	25165	51.9942	221.077	2659	58.3698	301.7429	12.622612	NaN
1	NaN	NaN	3002.3931	-9.70E-07	NaN	NaN	0	4719
2	25306	51.9957	329.6056	12106	181.9566	178.1243	12.384282	NaN
1	NaN	NaN	3002.8954	-1.04E-06	NaN	NaN	0	4920
2	25307	51.9994	266.9262	1635	30.2766	329.8192	12.622688	NaN
1	NaN	NaN	3002.869	-8.60E-07	NaN	NaN	0	5072
2	25308	51.9972	266.6611	1324	47.3803	312.7172	12.622706	NaN
1	NaN	NaN	3002.8556	-1.04E-06	NaN	NaN	0	4828
2	25309	51.9957	266.8156	2067	57.2361	302.8707	12.622588	NaN
1	NaN	NaN	3002.9778	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3900
2	25621	52.0011	177.0866	3031	93.0404	267.081	12.622707	NaN
1	NaN	NaN	3002.9384	-1.04E-06	NaN	NaN	0	4268
2	25622	51.9927	176.4004	2342	103.4556	256.6572	12.622652	NaN
1	NaN	NaN	3002.9514	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3988
2	25623	51.9976	177.2737	3741	110.3465	249.7805	12.622708	NaN
1	NaN	NaN	3002.9713	-1.04E-06	NaN	NaN	0	4150
2	25624	51.9991	176.4373	1249	87.6972	272.4038	12.62267	NaN
1	NaN	NaN	3002.9598	-8.60E-07	NaN	NaN	0	4212
2	25649	52.0101	312.7223	930	63.1305	296.9654	12.622597	NaN
1	NaN	NaN	3002.973	-8.60E-07	NaN	NaN	0	4276
2	25650	52.013	312.6517	235	175.663	184.4231	12.622658	NaN
1	NaN	NaN	3002.907	-8.60E-07	NaN	NaN	0	4040
2	25651	52.0092	311.4035	888	347.0246	13.0595	12.622664	NaN
1	NaN	NaN	3002.9466	-8.60E-07	NaN	NaN	0	4171
2	25652	52.0051	312.6713	778	29.7297	330.3589	12.622603	NaN
1	NaN	NaN	3002.9332	7.70E-07	NaN	NaN	0	4799
2	25676	51.9752	311.5598	24463	1.7587	358.3284	12.622732	NaN
1	NaN	NaN	3002.9844	-7.30E-07	NaN	NaN	0	4256
2	25677	51.9961	356.7991	858	121.7615	238.3333	12.62265	NaN
1	NaN	NaN	3002.9201	-8.60E-07	NaN	NaN	0	4559
2	25678	52.0059	312.6669	1073	132.0697	228.0241	12.622712	NaN
1	NaN	NaN	3002.5868	-8.60E-07	NaN	NaN	0	4891
2	25679	52.0031	43.2287	631	82.4003	277.6935	12.622619	NaN
1	NaN	NaN	3002.958	-8.60E-07	NaN	NaN	0	3729
2	25770	51.9973	357.071	749	185.7331	174.3527	12.622709	NaN
1	NaN	NaN	3002.4565	-8.60E-07	NaN	NaN	0	5755
2	25771	51.9985	358.3287	1423	183.9149	176.1706	12.62267	NaN
1	NaN	NaN	3002.9712	-8.60E-07	NaN	NaN	0	4492
2	25772	51.9963	356.4897	1185	141.9312	218.1635	12.622583	NaN
1	NaN	NaN	3002.4434	9.83E-06	NaN	NaN	0	3730

2	25773	51.9919	357.9584	701	286.7545	73.309	12.622749	NaN
1	NaN	NaN	3002.6001	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3603
2	25851	51.9977	42.3531	1326	50.9629	309.1356	12.622636	NaN
1	NaN	NaN	3002.5341	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3503
2	25852	52.0031	42.7328	1360	164.5606	195.5301	12.622686	NaN
1	NaN	NaN	3002.5736	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3552
2	25853	52.0033	42.8084	772	134.5326	225.5605	12.622597	NaN
1	NaN	NaN	3002.5473	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3472
2	25854	52.0024	42.7574	1661	160.5955	199.4974	12.622693	NaN
1	NaN	NaN	3002.6644	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3632
2	25872	52.0065	87.9849	1963	143.5361	216.5639	12.622703	NaN
1	NaN	NaN	3002.6777	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3865
2	25873	52.0108	88.0356	2392	158.46	201.6367	12.622592	NaN
1	NaN	NaN	3002.7172	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3639
2	25874	52.005	88.09	2464	138.2502	221.8552	12.622691	NaN
1	NaN	NaN	3002.7041	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3611
2	25875	52.0032	87.9845	2265	149.8466	210.2531	12.622652	NaN
1	NaN	NaN	3002.8609	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3526
2	25883	52.0049	132.9573	2945	121.5162	238.5993	12.622663	NaN
1	NaN	NaN	3002.8739	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3538
2	25884	52.017	132.526	2348	135.3672	224.7384	12.622693	NaN
1	NaN	NaN	3002.8343	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3542
2	25885	52.0157	132.858	2045	143.1956	216.9053	12.622705	NaN
1	NaN	NaN	3002.8476	-1.04E-06	NaN	NaN	0	3729
2	25886	52.0061	132.9999	2409	132.2175	227.8897	12.622694	NaN
1	NaN	NaN	3002.9004	-8.60E-07	NaN	NaN	0	3500
2	25907	51.994	132.1788	3857	90.768	269.3629	12.622605	NaN
1	NaN	NaN	3002.9119	-5.40E-07	NaN	NaN	0	3521
2	25908	51.991	176.6571	3136	52.6343	307.4808	12.622604	NaN
1	NaN	NaN	3002.808	-8.60E-07	NaN	NaN	0	3992
2	25909	51.9955	132.4513	3505	129.9124	230.2051	12.622621	NaN
1	NaN	NaN	3002.9251	-7.60E-07	NaN	NaN	0	3451
2	25910	51.9972	176.783	3198	95.5617	264.5615	12.622664	NaN
1	NaN	NaN	3002.803	-8.60E-07	NaN	NaN	0	7636
2	25943	51.9989	267.3866	1000	58.348	301.7501	12.622586	NaN
1	NaN	NaN	3002.8427	-8.60E-07	NaN	NaN	0	3449
2	25944	52.0098	266.8171	1160	49.9884	310.1087	12.622673	NaN
1	NaN	NaN	3002.9236	-8.60E-07	NaN	NaN	0	7009
2	25945	51.9937	221.6952	2344	56.9518	303.1575	12.622623	NaN
1	NaN	NaN	3002.9366	-1.11E-06	NaN	NaN	0	4172
2	25946	52.0009	221.9556	2186	106.7773	253.3333	12.622621	NaN
1	NaN	NaN	3002.5606	-8.60E-07	NaN	NaN	0	6186
2	25961	51.9964	42.7264	1764	176.9973	183.0904	12.622637	NaN
1	NaN	NaN	3002.6511	5.92E-05	NaN	NaN	0	3037
2	25962	52.0005	88.0266	2001	154.4795	205.5839	12.622679	NaN
1	NaN	NaN	3002.9647	-8.60E-07	NaN	NaN	0	6526
2	25963	51.9917	176.7315	5021	82.6799	277.4638	12.622601	NaN
1	NaN	NaN	3002.6907	-8.60E-07	NaN	NaN	0	3306
2	25964	51.9913	87.5079	2704	152.4639	207.6374	12.622688	NaN

APÊNDICE III

Função Densidade de Probabilidade de Weibull

A função densidade de probabilidade (*fdp*) de Weibull com 3 parâmetros [6] é dada por:

$$f(T) = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{T - \gamma}{\eta} \right)^{\beta-1} e^{-\left(\frac{T - \gamma}{\eta} \right)^{\beta}} \quad (1)$$

onde $f(T) \geq 0, T \geq \gamma, \beta > 0, \eta > 0, -\infty < \gamma < \infty$

η é o parâmetro de escala, β é o parâmetro de forma e γ é o parâmetro de localização.

A *fdp* de Weibull com 2 parâmetros é obtida com $\gamma = 0$ e é dada por:

$$f(T) = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{T}{\eta} \right)^{\beta-1} e^{-\left(\frac{T}{\eta} \right)^{\beta}} \quad (2)$$

APÊNDICE IV

Procedimento para cálculo de erro

A estatística utilizada na comparação de métodos de previsão de atenuação é a descrita na Recomendação UIT-R 311-10, que emprega a razão da atenuação prevista para a medida, e o logaritmo natural das razões é utilizado como variável de teste. Para compensar os efeitos das contribuições de outras causas de atenuação diferentes da chuva e também das imprecisões de medida, que afetam principalmente os baixos valores de atenuação, o logaritmo é multiplicado por um fator de escala para valores de atenuação inferiores a 10 dB.

Procedimento

Para cada percentagem de tempo deve-se calcular a razão da atenuação prevista, A_p (dB), e da atenuação medida, A_m (dB):

$$S_i = A_{p,i} / A_{m,i} \quad (1)$$

Calcular a variável de teste:

$$V_i = \ln S_i \cdot (A_{m,i} / 10)^{0.2} \text{ para } A_{m,i} < 10 \text{ dB} \quad (2)$$

$$V_i = \ln S_i \quad \text{para } A_{m,i} \geq 10 \text{ dB}$$

Calcular a média μ_V , desvio padrão σ_V , e valor r.m.s. ρ_V dos valores V_i de cada percentagem de tempo:

$$\rho_V = (\mu_V^2 + \sigma_V^2)^{0.5} \quad (3)$$