



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

PROJETO:

EQUARS

DOCUMENTO DE DEFINIÇÕES

DOCUMENTO DE SISTEMA DE COORDENADAS

DOCUMENTO: EQUARS-2100-DDF-001-A	ESTADO: APROVADO	
DESCRIÇÃO: Definições dos Sistemas de Coordenadas, Tempos, unidades, representações de órbita, representações de atitude, conversão entre sistemas de coordenadas, e siglas relacionadas.		
DATA: DD-MM-AAAA	EDT: 2100 - ENGENHARIA DE MISSÃO	PÁGINAS: 43



SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	9
1.1	ESCOPO DO DOCUMENTO	9
1.2	DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA.....	9
1.2.1	<i>Documentos Aplicáveis (DA)</i>	9
1.2.2	<i>Documentos de Referência (DR)</i>	9
1.3	ACRÔNIMOS E DEFINIÇÕES	9
1.3.1	<i>Lista de Acrônimos</i>	9
1.3.2	<i>Notações</i>	9
1.3.3	<i>Lista de Definições</i>	10
2	SEÇÃO I - CONVENÇÕES	11
2.1	DATAS.....	11
2.1.1	<i>Data Juliana (JD)</i>	11
2.1.2	<i>Data Juliana J2000</i>	11
2.1.3	<i>Data Juliana Modificada (JDM2000)</i>	11
2.2	MATRIZ E VETORES.....	11
2.2.1	<i>Índices de Matriz MxN</i> :.....	11
2.2.2	<i>Vetor com componentes e magnitude implícita</i> :	11
2.2.3	<i>Vetor com componentes e magnitude explícita</i> :.....	11
2.3	MATRIZES DE ROTAÇÃO.....	12
2.3.1	<i>Matriz de Rotação em eixo 1, de um ângulo Ω, de sistema 123 para 1'2'3'</i>	12
2.3.2	<i>Matriz de Rotação em eixo 2, de um ângulo Ω, de sistema 123 para 1'2'3'</i>	13
2.3.3	<i>Matriz de Rotação em eixo 3, de um ângulo Ω, de sistema 123 para 1'2'3'</i>	13
2.4	REPRESENTAÇÕES DE ÓRBITA.....	14
2.4.1	<i>Elementos Keplerianos EK6 e EK7</i> :.....	14
2.4.2	<i>Vetor de Estado Retangular Inercial ST6 e ST8</i>	15
2.5	REPRESENTAÇÕES DE ATITUDE.....	16
2.5.1	<i>Eixo/Ângulo de Euler</i> :	16
2.5.2	<i>Matriz de rotação, M, entre um sistema de referência para o sistema do corpo, via Eixo/Ângulo de Euler</i> : 16	
2.5.3	<i>Quatérnion ou Vetor Paramétrico de Euler</i>	16
2.5.4	<i>Matriz de rotação de um sistema de referência para o sistema do corpo via Quatérnion</i>	17
2.5.5	<i>Ângulos de Euler</i> :.....	17
2.5.6	<i>Sequências de Rotações de Euler</i>	17
3	UNIDADES.....	22
4	PADRÕES DE TEMPO.....	23
4.1	DATA JULIANA MODIFICADA DE REFERÊNCIA.....	23
4.2	FRAÇÃO DE DIA EM SEGUNDOS	23
4.3	FRAÇÃO DE SEGUNDOS.....	23
4.4	DATA GREGORIANA	23
4.5	TEMPO GREGORIANO.....	23
5	SISTEMA DE UNIDADES.....	24
6	SISTEMAS DE COORDENADAS	25
6.1	SISTEMA DE COORDENADAS INERCIAIS	25



6.1.1	Definição:	25
6.1.2	Sigla:.....	25
6.1.3	Aplicação:.....	25
6.1.4	Transformação:.....	25
6.1.5	Unidades:	25
6.1.6	Representação:.....	26
6.2	SISTEMA DE COORDENADAS ORBITAIS:.....	27
6.2.1	Definição:	27
6.2.2	Sigla:.....	27
6.2.3	Aplicação:.....	27
6.2.4	Transformação entre SI para SO:	27
6.2.5	Unidades:	27
6.2.6	Representação do Plano Orbital e Referência ao Sistema Inercial:.....	27
6.3	SISTEMA GEOCÊNTRICO FIXO	28
6.3.1	Definição:	28
6.3.2	Sigla:.....	28
6.3.3	Aplicação:.....	28
6.3.4	Transformação:.....	28
6.3.5	Unidades:	28
6.3.6	Representação:.....	29
6.4	SISTEMA GEODÉSICO:.....	30
6.4.1	Definição:	30
6.4.2	Sigla:.....	30
6.4.3	Aplicação:.....	30
6.4.4	Transformação:.....	30
6.4.5	Unidades:	30
6.4.6	Representação:.....	30
6.5	SISTEMA TOPOCÊNTRICO:	31
6.5.1	Definição:	31
6.5.2	Sigla:.....	31
6.5.3	Aplicação:.....	31
6.5.4	Transformação:.....	31
6.5.5	Unidades:	31
6.5.6	Representação:.....	31
6.6	SISTEMA TOPOCÊNTRICO NED:.....	32
6.6.1	Definição:	32
6.6.2	Sigla:.....	32
6.6.3	Aplicação:.....	32
6.6.4	Transformação:.....	32
6.6.5	Unidades:	32
6.6.6	Representação:.....	32
6.7	SISTEMA DO CORPO DO SATÉLITE:	33
6.7.1	Definição:	33
6.7.2	Sigla:.....	33
6.7.3	Aplicação:.....	33
6.7.4	Transformação:.....	33
6.7.5	Unidades:	33
6.7.6	Representação:.....	34
6.8	SISTEMA GEOMÉTRICO DO SATÉLITE:	35



6.8.1	Definição:	35
6.8.2	Sigla:	35
6.8.3	Aplicação:	35
6.8.4	Transformação:	35
6.8.5	Unidades:	35
6.8.6	Representação:	35
6.9	SISTEMA GEOMÉTRICO DOS INSTRUMENTOS:	37
6.9.1	Definição:	37
6.9.2	Sigla:	37
6.9.3	Aplicação:	37
6.9.4	Transformação:	37
6.9.5	Unidades:	37
6.9.6	Representação:	37
6.10	SISTEMA EFETIVO DOS INSTRUMENTOS:	38
6.10.1	Definição:	38
6.10.2	Sigla:	38
6.10.3	Aplicação:	38
6.10.4	Transformação:	38
6.10.5	Unidades:	38
6.10.6	Representação:	38
6.11	SISTEMA GEOMÉTRICO DOS ATUADORES:	39
6.11.1	Definição:	39
6.11.2	Sigla:	39
6.11.3	Aplicação:	39
6.11.4	Transformação:	39
6.11.5	Unidades:	39
6.11.6	Representação:	39
6.12	SISTEMA EFETIVO DOS ATUADORES:	40
6.12.1	Definição:	40
6.12.2	Sigla:	40
6.12.3	Aplicação:	40
6.12.4	Transformação:	40
6.12.5	Unidades:	40
6.12.6	Representação:	40
7	DIAGRAMA DE FRANCK.....	41
	ANEXO A	42



LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Rotação em relação ao eixo 1	12
Figura 2: Rotação em relação ao Eixo 2.....	13
Figura 3: Rotação em relação ao Eixo 3.....	13



LISTA DE TABELAS



EM BRANCO



1 INTRODUÇÃO

1.1 ESCOPO DO DOCUMENTO

Definem-se os Sistemas de Coordenadas, referências de tempo e de unidades a serem utilizadas na Missão EQUARS.

1.2 DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA

1.2.1 Documentos Aplicáveis (DA)

[DA-1] EQUAS-4222-ANL-001-A – Relatório de Análise de Arquitetura Mecânica.

1.2.2 Documentos de Referência (DR)

[DR-1] Wertz, J; 1978

1.3 ACRÔNIMOS E DEFINIÇÕES

1.3.1 Lista de Acrônimos

TBC To Be Confirmed.

TBD To Be Defined.

1.3.2 Notações

$\vec{X}_I, \vec{Y}_J, \vec{Z}_K$ Sequência de eixos ortogonais no sistema IJK

\vec{A} Vetor de coordenadas

\hat{A} Vetor Unitário

$\vec{A}|_N$ Vetor com N elementos

$\begin{pmatrix} A_I \\ A_J \\ A_K \end{pmatrix}$ Componentes de um Vetor **A**, sistema **IJK**, com magnitude implícita.

$\begin{pmatrix} a_I \\ a_J \\ a_K \end{pmatrix}$ Componentes Unitárias de um Vetor **A**, sistema **IJK**, com magnitude explícita.

$\begin{bmatrix} a & b & d \\ e & f & g \\ h & i & k \end{bmatrix}$ Matriz 3x3 com elementos $a, b, d, e, f, g, h, i, j$ e k .

[I] Matriz Identidade.

$[R]_{M \times N}$ Matriz R, genérica, com M (linhas) x N (colunas);



$\sin^{-1}(\alpha)$	Função Arco seno do valor α
$\cos^{-1}(\alpha)$	Função Arco cosseno do valor α
$\tan^{-1}(\alpha)$	Função Arco tangente do valor α
$\tan_2^{-1}(\alpha, \beta)$	Função Arco tangente estendida da razão entre os valores α e β , com identificação de quadrante. Equivalente a função $\text{atan2}(y,x)$
UT1	Tempo Universal, definido pelo Dia Solar Médio
TAI	Tempo Atômico Internacional, definido pelo Sistema Inercial, segundos
UTC	Tempo Universal Coordenado (<i>Universal Time Coordinated</i>)
TDB	Tempo do Baricentro Dinâmico (<i>Time of Dynamic Baricenter</i>)
TT	Tempo Terrestre (<i>Terrestre Time</i>)

1.3.3 Lista de Definições

<i>Algorithm</i>	Uma representação numérica do comportamento de um item – frequentemente utilizado no escopo de um modelo deste item.
------------------	--



2 SEÇÃO I - CONVENÇÕES

2.1 DATAS

2.1.1 Data Juliana (JD)

Data Juliana inicia a contagem em 1/Janeiro/4713 AC (Antes de Cristo), em 0:0:0 (HH:MM:SS).

2.1.2 Data Juliana J2000

Data Juliana correspondente à época 1/1/2000 12:00:00 UTC, com valor de **2451545.0 JD**

2.1.3 Data Juliana Modificada (JDM2000)

Diferença entre a data Juliana Corrente e a Data Juliana J2000 para 00:00:00 UTC (**2451544.5 JD**)

2.2 MATRIZ E VETORES

2.2.1 Índices de Matriz MxN:

$$[A]_{M \times N} = \begin{bmatrix} a_{00} & a_{01} & a_{02} & \dots & a_{0(N-1)} \\ a_{10} & a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1(N-1)} \\ a_{20} & a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2(N-1)} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{(M-1)0} & a_{(M-1)1} & a_{(M-1)2} & \dots & a_{(M-1)(N-1)} \end{bmatrix} \quad (1)$$

2.2.2 Vetor com componentes e magnitude implícita:

Composto pelas pelos valores das projeções do vetor sobre os eixos do sistema de coordenadas de referência, na sequência de componentes x, y, z.

$$\vec{A}|_3 = \begin{Bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{Bmatrix} \text{ tal que } \sqrt{A_x^2 + A_y^2 + A_z^2} = A \quad (2)$$

2.2.3 Vetor com componentes e magnitude explícita:

Composto pelo vetor unitário e a magnitude do vetor. As componentes do vetor unitário estão relacionadas ao sistema de coordenadas de referência, na sequência de componentes x, y, z, magnitude.

$$\vec{A}|_4 = \begin{Bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \\ A \end{Bmatrix} \text{ tal que } \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} = 1 \quad (3)$$

2.3 MATRIZES DE ROTAÇÃO

2.3.1 Matriz de Rotação em eixo 1, de um ângulo Ω , de sistema 123 para 1'2'3'.

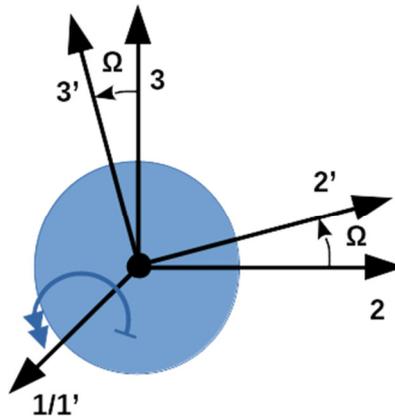


Figura 1: Rotação em relação ao eixo 1

$$[A_1(\Omega)] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Omega) & \text{sen}(\Omega) \\ 0 & -\text{sen}(\Omega) & \cos(\Omega) \end{bmatrix} \quad (4)$$

O elemento unitário deve receber, sempre, o valor 1 (inteiro), deixando o compilador realizar a conversão para o ponto flutuante. A atribuição unitária em ponto flutuante deve ser evitada.

A condição $\text{sen}^2(\Omega) + \cos^2(\Omega) = 1$ deve ser preservada, ou seja

$$[A_1(\Omega)][A_1(\Omega)]^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

2.3.2 Matriz de Rotação em eixo 2, de um ângulo Ω , de sistema 123 para 1'2'3'.

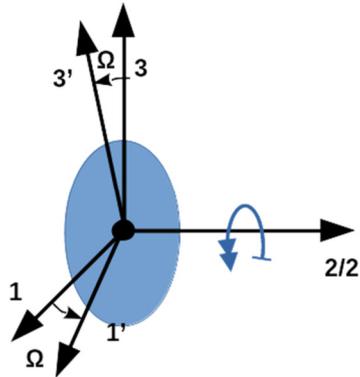


Figura 2: Rotação em relação ao Eixo 2.

$$[A_2(\Omega)] = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) & 0 & -\text{sen}(\Omega) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\Omega) & 0 & \cos(\Omega) \end{bmatrix} \quad (6)$$

O elemento unitário deve receber, sempre, o valor 1 (inteiro), deixando o compilador realizar a conversão para o ponto flutuante. A atribuição unitária em ponto flutuante deve ser evitada.

A condição $\text{sen}^2(\Omega) + \cos^2(\Omega) = 1$ deve ser preservada, ou seja

$$[A_2(\Omega)][A_2(\Omega)]^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.3.3 Matriz de Rotação em eixo 3, de um ângulo Ω , de sistema 123 para 1'2'3'.

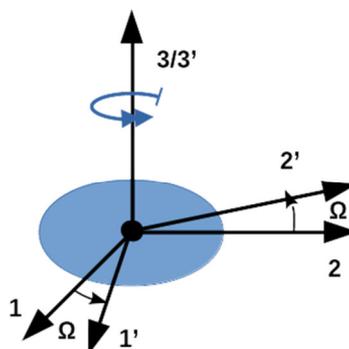


Figura 3: Rotação em relação ao Eixo 3



$$[A_3(\Omega)] = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) & \sin(\Omega) & 0 \\ -\sin(\Omega) & \cos(\Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

O elemento unitário deve receber, sempre, o valor 1 (inteiro), deixando o compilador realizar a conversão para o ponto flutuante. A atribuição unitária em ponto flutuante deve ser evitada.

A condição $\sin^2(\Omega) + \cos^2(\Omega) = 1$ deve ser preservada, ou seja

$$[A_3(\Omega)][A_3(\Omega)]^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

2.4 REPRESENTAÇÕES DE ÓRBITA

2.4.1 Elementos Keplerianos \overrightarrow{EK}_6 e \overrightarrow{EK}_7 :

$$\overrightarrow{EK}_6 = \begin{Bmatrix} a \\ e \\ i \\ \Omega \\ \omega \\ A_M \end{Bmatrix} \text{ e } \overrightarrow{EK}_7 = \begin{Bmatrix} a \\ e \\ i \\ \Omega \\ \omega \\ A_M \\ A_E \end{Bmatrix} \quad (10)$$

onde:

a	Semieixo Maior,	(M)
e	Excentricidade,	(-)
i	Inclinação,	(rad)
Ω	Ascensão Reta do Nodo Ascendente	(rad)
ω	Argumento do Perigeu,	(rad)
A_M	Anomalia Média,	(rad)
A_E	Anomalia Excêntrica,	(rad)

2.4.2 Vetor de Estado Retangular Inercial \vec{ST}_6 e \vec{ST}_8

$$\vec{ST}_6 = \begin{Bmatrix} P_X \\ P_Y \\ P_Z \\ V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{Bmatrix} \text{ e } \vec{ST}_8 = \begin{Bmatrix} p_X \\ p_Y \\ p_Z \\ p \\ v_X \\ v_Y \\ v_Z \\ v \end{Bmatrix} \quad (11)$$

onde:

P_X	Componente Cheia de Posição na direção X, Sistema Inercial,	(M)
P_Y	Componente Cheia de Posição na direção Y, Sistema Inercial,	(M)
P_Z	Componente Cheia de Posição na direção Z, Sistema Inercial,	(M)
V_X	Componente Cheia de Velocidade na direção X, Sistema Inercial,	(M/S)
V_Y	Componente Cheia de Velocidade na direção Y, Sistema Inercial,	(M/S)
V_Z	Componente Cheia de Velocidade na direção Z, Sistema Inercial,	(M/S)
p_X	Componente Unitária de Posição na direção X, Sistema Inercial,	(-)
p_Y	Componente Unitária de Posição na direção Y, Sistema Inercial,	(-)
p_Z	Componente Unitária de Posição na direção Z, Sistema Inercial,	(-)
p	Magnitude de Posição, Sistema Inercial,	(M)
v_X	Componente Unitária de Velocidade na direção X, Sistema Inercial,	(-)
v_Y	Componente Unitária de Velocidade na direção Y, Sistema Inercial,	(-)
v_Z	Componente Unitária de Velocidade na direção Z, Sistema Inercial,	(-)
v	Magnitude de Velocidade, Sistema Inercial,	(M/S)

2.5 REPRESENTAÇÕES DE ATITUDE

2.5.1 Eixo/Ângulo de Euler:

$$\begin{Bmatrix} \hat{e} \\ \Phi \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ \Phi \end{Bmatrix} \quad (12)$$

com

$$\sqrt{e_0^2 + e_1^2 + e_2^2} = 1 \quad \text{se algum } |e_i| \neq 0 \text{ para } i = 0,1,2$$

$$\sqrt{e_0^2 + e_1^2 + e_2^2} = 0 \quad \text{se todos } |e_i| \leq \varepsilon \text{ para } i = 0,1,2$$

Φ Ângulo de Rotação, em radianos, de 0 a $\pm\pi$

2.5.2 Matriz de rotação, M, entre um sistema de referência para o sistema do corpo, via Eixo/Ângulo de Euler:

$$\begin{aligned} [M(e, \Phi)] = \cos(\Phi) \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} + (1 - \cos(\Phi)) \begin{bmatrix} e_0^2 & e_0 \cdot e_1 & e_0 \cdot e_2 \\ e_0 \cdot e_1 & e_1^2 & e_1 \cdot e_2 \\ e_0 \cdot e_2 & e_1 \cdot e_2 & e_2^2 \end{bmatrix} \\ - \sin(\Phi) \begin{bmatrix} 0 & -e_2 & e_1 \\ e_2 & 0 & -e_0 \\ -e_1 & e_0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (13)$$

2.5.3 Quatérnion ou Vetor Paramétrico de Euler

$$\{q\} = \begin{Bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} e_0 \sin(\Phi/2) \\ e_1 \sin(\Phi/2) \\ e_2 \sin(\Phi/2) \\ \cos(\Phi/2) \end{Bmatrix}, \quad (14)$$

A condição $\sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} = 1$ deve ser preservada.

2.5.4 Matriz de rotação de um sistema de referência para o sistema do corpo via Quatérnion.

q_0, q_1, q_2 e q_3 são definidos em **Erro! Fonte de referência não encontrada.**

$$[M(q)] = (q_3^2 - q_0^2 - q_1^2 - q_2^2) \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} + 2 \begin{bmatrix} q_0^2 & q_0 \cdot q_1 & q_0 \cdot q_2 \\ q_0 \cdot q_1 & q_1^2 & q_1 \cdot q_2 \\ q_0 \cdot q_2 & q_1 \cdot q_2 & q_2^2 \end{bmatrix} - 2q_3 \begin{bmatrix} 0 & -q_2 & q_1 \\ q_2 & 0 & -q_0 \\ -q_1 & q_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

2.5.5 Ângulos de Euler:

Os ângulos de Euler, na sequência de rotação, são definidos por: ϕ, θ, ψ

2.5.6 Sequências de Rotações de Euler

A sequência de rotação de Euler leva do sistema de referência **XYZ** para o sistema de destino **xyz**, com rotações sucessivas **PQR**, é representada por

$$[M_{PQR}(\phi, \theta, \psi)]_{XYZ \rightarrow xyz} = [A_R(\psi)][A_Q(\theta)][A_P(\phi)]$$

A matriz $[M]$ deve ser calculada a partir dos produtos sucessivos de matrizes $[A_N]$ (**Erro! fonte de referência não encontrada.** a **Erro! Fonte de referência não encontrada.**).

Os ângulos ϕ, θ, ψ são calculados a partir dos elementos da matriz $[M]$, incluindo **Erro! Fonte e referência não encontrada.** e **Erro! Fonte de referência não encontrada.**, conforme a sequência.

2.5.6.1 Sequência 123:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{123}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_3(\psi)][A_2(\theta)][A_1(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (16)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(-m_{21}, m_{22}) - \pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \sin^{-1}(m_{20}) - \frac{\pi}{2} \leq \theta \leq +\frac{\pi}{2}$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(-m_{10}, m_{00}) - \pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.2 Sequência 231:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{231}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_1(\psi)][A_3(\theta)][A_2(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (17)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(-m_{01}, m_{00}) - \pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \sin^{-1}(m_{01}) - \frac{\pi}{2} \leq \theta \leq +\frac{\pi}{2}$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(-m_{21}, m_{11}) - \pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.3 Sequência 312:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{312}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_2(\psi)][A_1(\theta)][A_3(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (18)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(-m_{10}, m_{11}) - \pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \sin^{-1}(m_{12}) - \frac{\pi}{2} \leq \theta \leq +\frac{\pi}{2}$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(-m_{02}, m_{22}) - \pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.4 Sequência 132:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{132}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_2(\psi)][A_3(\theta)][A_1(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (19)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(m_{12}, m_{11}) - \pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \sin^{-1}(-m_{10}) - \frac{\pi}{2} \leq \theta \leq +\frac{\pi}{2}$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(m_{02}, m_{00}) - \pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.5 Sequência 213:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{213}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_3(\psi)][A_1(\theta)][A_2(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (20)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(m_{20}, m_{22}) - \pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \sin^{-1}(-m_{21}) - \frac{\pi}{2} \leq \theta \leq +\frac{\pi}{2}$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(m_{01}, m_{11}) - \pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.6 Sequência 321:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{321}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_1(\psi)][A_2(\theta)][A_3(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (21)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(m_{01}, m_{00}) - \pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \sin^{-1}(-m_{02}) - \frac{\pi}{2} \leq \theta \leq +\frac{\pi}{2}$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(m_{12}, m_{22}) - \pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.7 Sequência 121:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{121}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_1(\psi)][A_2(\theta)][A_1(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (22)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(m_{01}, -m_{02}) - \pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \cos^{-1}(m_{00}) \quad 0 \leq \theta \leq +\pi$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(m_{10}, m_{20}) \quad -\pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.8 Sequência 232:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{232}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_2(\psi)][A_3(\theta)][A_2(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (23)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(m_{12}, -m_{10}) \quad -\pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \cos^{-1}(m_{11}) \quad 0 \leq \theta \leq +\pi$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(m_{21}, m_{01}) \quad -\pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.9 Sequência 313:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{313}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_3(\psi)][A_1(\theta)][A_3(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (24)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(m_{20}, -m_{21}) \quad -\pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \cos^{-1}(m_{22}) \quad 0 \leq \theta \leq +\pi$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(m_{02}, m_{12}) \quad -\pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.10 Sequência 131:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{131}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_1(\psi)][A_3(\theta)][A_1(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (25)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(m_{02}, m_{01}) \quad -\pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \cos^{-1}(m_{00}) \quad 0 \leq \theta \leq +\pi$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(m_{20}, -m_{10}) - \pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.11 Sequência 212:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{212}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_2(\psi)][A_1(\theta)][A_2(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (26)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(m_{10}, m_{12}) - \pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \cos^{-1}(m_{11}) \quad 0 \leq \theta \leq +\pi$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(m_{01}, -m_{21}) - \pi \leq \psi \leq +\pi$$

2.5.6.12 Sequência 323:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [M_{323}(\phi, \theta, \psi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} = [A_3(\psi)][A_2(\theta)][A_3(\phi)] \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (27)$$

$$\phi = \tan_2^{-1}(m_{21}, m_{20}) - \pi \leq \phi \leq +\pi$$

$$\theta = \cos^{-1}(m_{22}) \quad 0 \leq \theta \leq +\pi$$

$$\psi = \tan_2^{-1}(m_{12}, -m_{02}) - \pi \leq \psi \leq +\pi$$



3 UNIDADES

Representação	Descrição
(-)	Adimensional
(M)	Metro
(S)	Segundo
(mS)	Milissegundo
(μS)	Microsegundo
(M/S)	Metros/Segundo
(M/S²)	Metros/Segundo ²
(rad)	Radiano
(^o)	Grau
(JD)	Data Juliana
(JDM2K)	Data Juliana Modificada referente a J2000 (Ano 2000)
(AAAA-MM-DD)	Data Gregoriana, AAAA correspondente ao Ano, MM correspondente ao mês e DD correspondente ao DIA,
(HH:mm:SS.SSSS)	Hora Gregoriana
(W)	Watt
(J)	Joule



4 PADRÕES DE TEMPO

4.1 DATA JULIANA MODIFICADA DE REFERÊNCIA

Data Juliana Modificada iniciando com valor **0** correspondente à Época Gregoriana **2000-1-1 00:00:00**

4.2 FRAÇÃO DE DIA EM SEGUNDOS

Fração do Dia da Data Juliana Modificada, iniciando em **0 (S)** e valor máximo (não inclusivo) **86400 (S)**

4.3 FRAÇÃO DE SEGUNDOS

Valor com unidade associada a precisão de relógio do contador de tempo do computador de bordo.

4.4 DATA GREGORIANA

Ano iniciando em 2000, sem valor final.

Mês iniciando em 1 e terminando em 12

Dia iniciando em 1 e terminando em 31, conforme mês gregoriano.

4.5 TEMPO GREGORIANO

Hora iniciando em 0 e terminando em 23

Minuto iniciando em 0 e terminando em 59

Segundo iniciando em 0 e inferior a 60.

Fração de segundo, conforme definido em **Erro! Fonte de referência não encontrada.**



5 SISTEMA DE UNIDADES

Para armazenamento e tratamento de grandezas físicas pelo computador de bordo, pelas aplicações do segmento solo, dimensões em desenhos técnicos, adota-se o **Sistema MKS**.



6 SISTEMAS DE COORDENADAS

6.1 SISTEMA DE COORDENADAS INERCIAIS

6.1.1 Definição:

Sistema de coordenadas com origem centrada na Terra, com eixo **X** apontando para o ponto vernal, eixo **Z** na direção e sentido do eixo de rotação em **J2000** terrestre e eixo **Y** completando um triedro tri-ortogonal dextrógiro.

O eixo de rotação da terra tem movimentos de precessão e nutação. A correção de tais movimentos devem ser aplicáveis dependendo dos requisitos de precisão de posição e de atitude.

6.1.2 Sigla:

SI

6.1.3 Aplicação:

Coordenadas de posição e velocidade, descrevendo a trajetória do satélite, apontamento de atitude inercial.

6.1.4 Transformação:

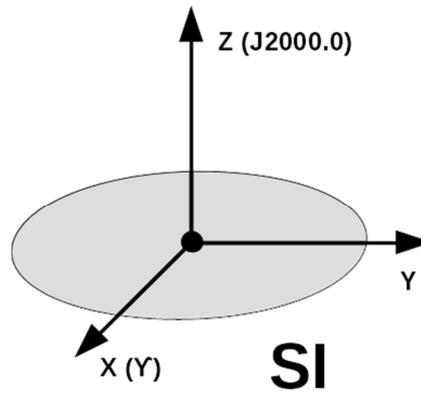
Em procedimentos em solo, o sistema inercial deve ser corrigido para compensar o movimento polar.

$$SI(data) = [R_m] SI(J2000)$$

6.1.5 Unidades:

Posição: Metros (M)

Velocidade: Metros/Segundo (M/S)

6.1.6 Representação:

6.2 SISTEMA DE COORDENADAS ORBITAIS:

6.2.1 Definição:

Sistema de coordenadas centrado na Terra, com eixo \mathbf{x}_o apontando para o perigeu, eixo \mathbf{z}_o na direção e sentido da quantidade de movimento angular do movimento orbital e eixo \mathbf{y}_o completando um triedro tri-ortogonal dextrógiro.

6.2.2 Sigla:

SO

6.2.3 Aplicação:

Coordenadas de posição e velocidade, descrevendo a trajetória do satélite referenciada à Terra.

6.2.4 Transformação entre SI para SO:

Requer conversão de coordenadas retangulares inerciais de posição, \vec{P} e velocidade, \vec{V} , em Elementos Orbitais Keplerianos ($a, e, i, \Omega, \omega, M$) (**Erro! Fonte de referência não encontrada.**) a rotação dos eixos do Sistema Inercial para o Sistema Orbital.

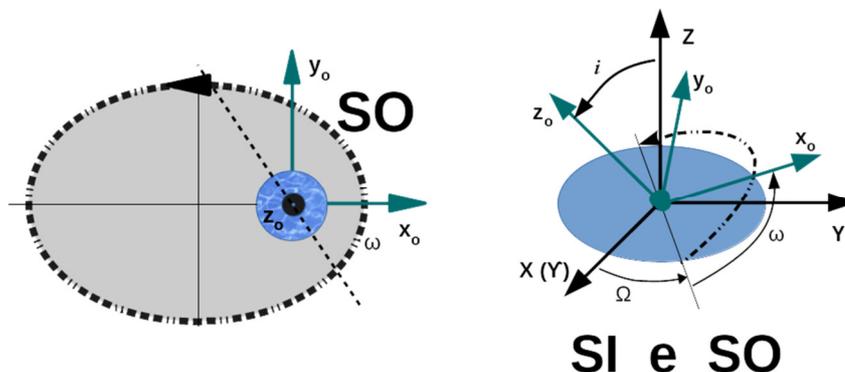
$$\begin{Bmatrix} P_{x_o} \\ P_{y_o} \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} + [A_3(\omega)][A_1(i)][A_3(\Omega)] \begin{Bmatrix} P_X \\ P_Y \\ P_Z \end{Bmatrix} \text{ e } \begin{Bmatrix} V_{x_o} \\ V_{y_o} \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} + [A_3(\omega)][A_1(i)][A_3(\Omega)] \begin{Bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{Bmatrix}$$

6.2.5 Unidades:

Posição: Metros (M)

Velocidade: Metros/Segundo (M/S)

6.2.6 Representação do Plano Orbital e Referência ao Sistema Inercial:





6.3 SISTEMA GEOCÊNTRICO FIXO

6.3.1 Definição:

Sistema de coordenadas centrado na Terra, com eixo X_T apontando para o cruzamento entre o meridiano de Greenwich e o Equador terrestre, eixo Z_T na direção e sentido do eixo de rotação terrestre e eixo Y_T completando um triedro tri-ortogonal dextrógiro.

6.3.2 Sigla: SGM

6.3.3 Aplicação:

Coordenadas de posição e velocidade, descrevendo a trajetória do satélite em relação à Terra girante.

6.3.4 Transformação:

Em procedimentos em solo, o **SGM** auxilia no posicionamento do satélite em relação à Terra, Modelos Atmosféricos, Geopotencial e Geomagnético.

Em procedimento embarcado, o **SGM** é utilizado para o cálculo do campo Geomagnético e como sistema intermediário para alcançar o Sistema Topocêntrico Terrestre (STT).

A conversão entre os Sistemas **SI** para o **SGM** requer o cálculo do Tempo Sideral, θ_S referente a J2000, em radianos, e da rotação na direção **Z** ($A_3(\theta_S)$)

$$\vec{P}_{SGM} = [A_3(\theta_S)]\vec{P}_{SI}$$

$$\vec{V}_{SGM} = [A_3(\theta_S)]\{\vec{V}_{SI} - \vec{\omega}_T \times \vec{P}_{SI}\},$$

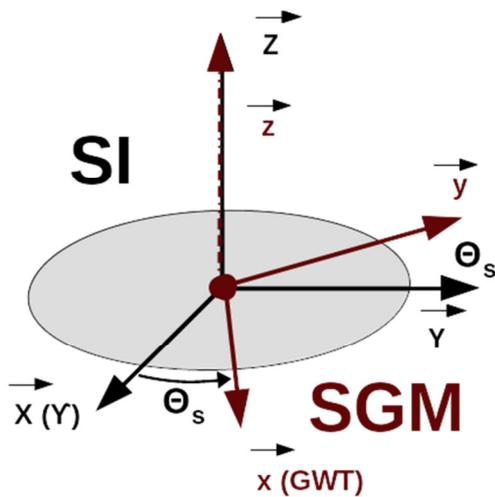
onde

$$\vec{\omega}_T \text{ o vetor rotação da Terra no sistema SI, } \vec{\omega}_T = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta}_T \end{Bmatrix}$$

6.3.5 Unidades:

Posição: Metros (M)

Velocidade: Metros/Segundo (M/S)

6.3.6 Representação:

6.4 SISTEMA GEODÉSICO:

6.4.1 Definição:

Sistema de coordenadas centrado no foco do elipsoide geodésico, com eixos X_{GD} , Y_{GD} , e Z_{GD} paralelos ao sistema **SGM** sujeito a translação do centro do elipsoide no plano .

6.4.2 Sigla:

SGD

6.4.3 Aplicação:

É o sistema de coordenadas de referência do Sistema de Posição Global (GPS)

6.4.4 Transformação:

A missão EQUARS requer a conversão de posições orbitais fornecidas por GPS (sistema **SGD**) para outros sistemas de coordenadas: **SGM** e **SI**.

A conversão entre o **SGD** e **SGM** requer a correção da latitude devido ao achatamento geodésico e modelo esférico, respectivamente.

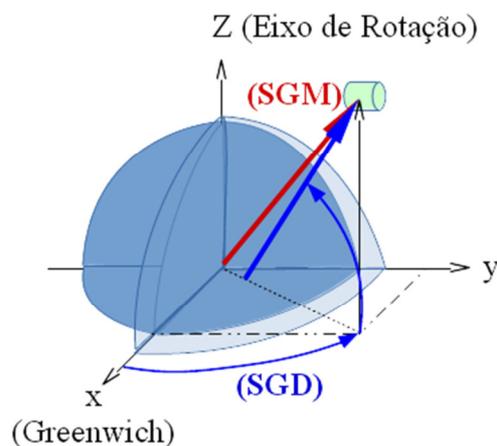
O procedimento para tais conversões estão implementadas no pacote de software ORBA, com precisão de altitude posição da ordem de 0,01 m.

$PSGM = SGD2SGM(PSGD)$

6.4.5 Unidades:

Posição: Metros (m)

6.4.6 Representação:



6.5 SISTEMA TOPOCÊNTRICO:

6.5.1 Definição:

Sistema de coordenadas centrado na posição de observação terrestre de referência (estação), com eixo z_T apontado para Zenit (radial geocêntrica), eixo x_T apontado para o sentido polo Sul e eixo y_T complementando o triedro dextrogiro (Leste).

6.5.2 Sigla:

STC

6.5.3 Aplicação:

O **STC** é aplicado no Segmento Solo, em aplicações de apontamento de antenas de rastreo (azimute, elevação e *range*).

6.5.4 Transformação:

Para o Segmento Solo, a conversão envolve as coordenadas de posição geocêntrica angular da Antena, o vetor posição geocêntrico retangular da posição e, opcionalmente, velocidade e aceleração.

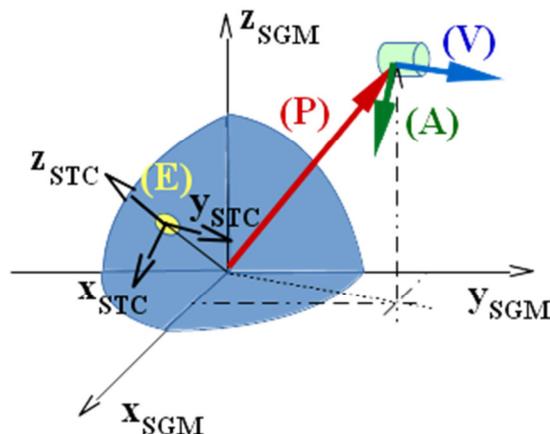
No satélite, a conversão limita-se à da grandeza no **STC** para o **SGM**, ou vice-versa.

6.5.5 Unidades:

Posição: Metros (M)

Campo: Unidade da Grandeza do Modelo.

6.5.6 Representação:



6.6 SISTEMA TOPOCÊNTRICO NED:

6.6.1 Definição:

Sistema de coordenadas centrado no **CM** do objeto, com eixo x_{TN} apontado para o sentido polo Norte (polo de rotação terrestre), eixo y_{TN} apontado para Leste e eixo z_{TN} na direção da radial geocêntrica e sentido oposto à essa direção da radial (Nadir).

6.6.2 Sigla:

STN

6.6.3 Aplicação:

O **STN** é aplicado em componentes locais do modelo de campo geomagnético, identificando as linhas de campo na altitude do objeto. (satélite) e em processos de determinação de atitude, como sistema de referência para apontamento.

6.6.4 Transformação:

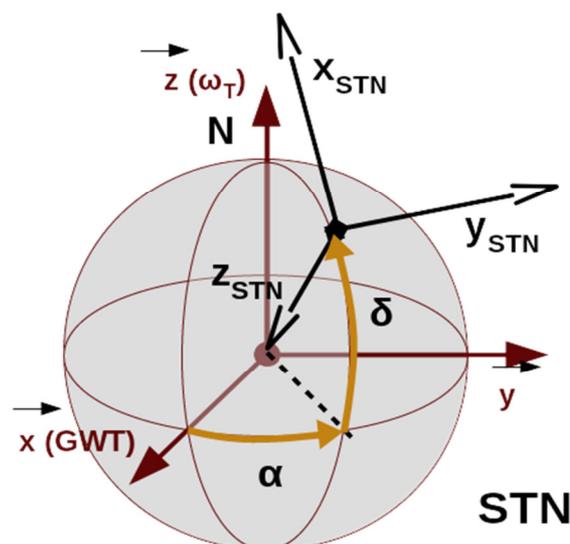
A conversão entre sistemas de coordenadas para o sistema STN é obtida por produtos vetoriais e normalização das direções unitárias dos eixos deste sistema, escritas no sistema de referência.

$$\vec{P}_{STN} = \vec{O}_{SGM} + [A_2(\delta + 90^\circ)][A_3(\alpha)]\vec{P}_{SGM}$$

6.6.5 Unidades:

Mesmas unidades do sistema de origem.

6.6.6 Representação:





6.7 SISTEMA DO CORPO DO SATÉLITE:

6.7.1 Definição:

Sistema de coordenadas centrado no **CM** do corpo do satélite, sendo o eixo x_{cs} na direção de nominal de voo, eixo z_{cs} na direção de maior dimensão do corpo, perpendicular aos painéis abertos, e no sentido oposto à base de acoplamento do lançador, e eixo y_{cs} complementando o triedro dextrogiro e na direção do painel solar.

6.7.2 Sigla:

SCS

6.7.3 Aplicação:

O **SCS** é aplicado no Segmento Satélite, para a localização de atuadores e sensores em relação ao Centro de Massa (**CM**) do Satélite e para controle de atitude do satélite ao longo de sua órbita. A posição do **CM** altera durante a abertura dos painéis solares e com consumo e movimento de propelentes. Os eixos de referência do **SCS** são colineares com o sistema **SGS** (Sistema Geométrico do Satélite), com a origem no Centro de Massa (CM) do Satélite.

6.7.4 Transformação:

É possível definir um dos sistemas de coordenadas como sistema de referência e então a transformação deste sistema para o **SCS** é baseada no quatérnio de atitude do satélite q . Este sistema de referência pode ser, por exemplo, um sistema inercial, um sistema orbital, ou um sistema topocêntrico NED. A conversão de um ponto P no sistema **REF** para o sistema **SCS** é:

$$\{\vec{P}_{SCS}\} = M(q)\{\vec{P}_{REF}\}$$

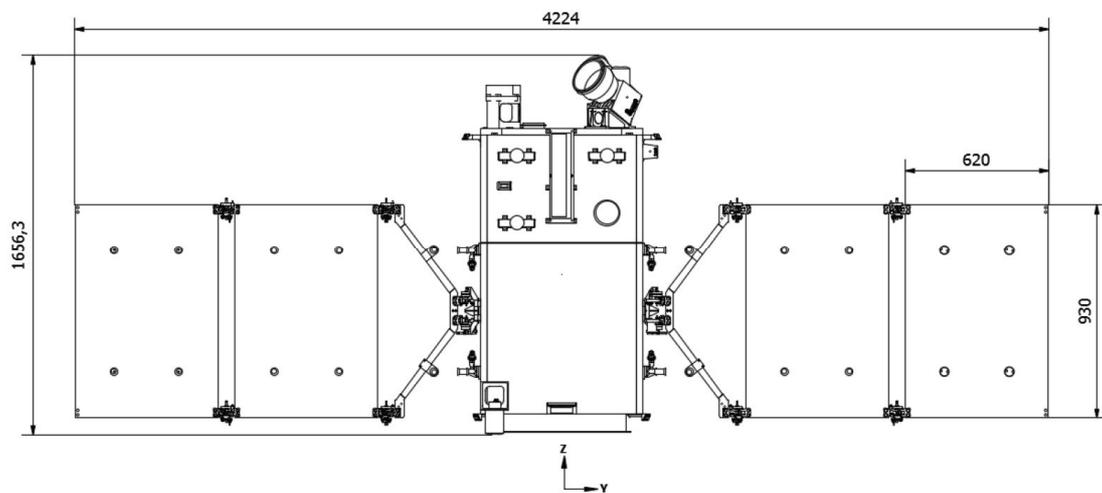
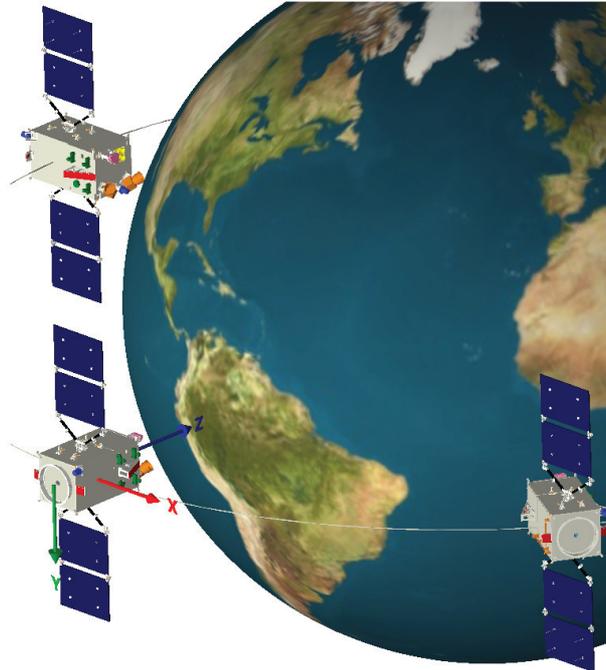
A transformação entre este sistema de coordenadas e aquele definido como referência de apontamento da missão, estabelecem os erros angulares de apontamento.

6.7.5 Unidades:

Posição: Metros (m)

6.7.6 Representação:

Informação tirada do documento Aplicável [DA-1].





6.8 SISTEMA GEOMÉTRICO DO SATÉLITE:

6.8.1 Definição:

Sistema de coordenadas centrado na referência de projeto mecânico do satélite (base de acoplamento com o veículo lançador), sendo o eixo x_{GS} na direção nominal de voo, eixo z_{GS} na direção de maior dimensão do corpo, perpendicular aos painéis abertos, e no sentido oposto à base de acoplamento do lançador, e eixo y_{GS} complementando o triedro dextrogiro e na direção do painel solar.

6.8.2 Sigla:

SGS

6.8.3 Aplicação:

O **SGS** é aplicado no Segmento Satélite, para a localização dos componentes do satélite independentemente da posição do Centro de Massa deste último. O **SGS** está fortemente acoplado ao **SCS** (Sistema do Corpo do Satélite) que depende da variação do **CM**.

6.8.4 Transformação:

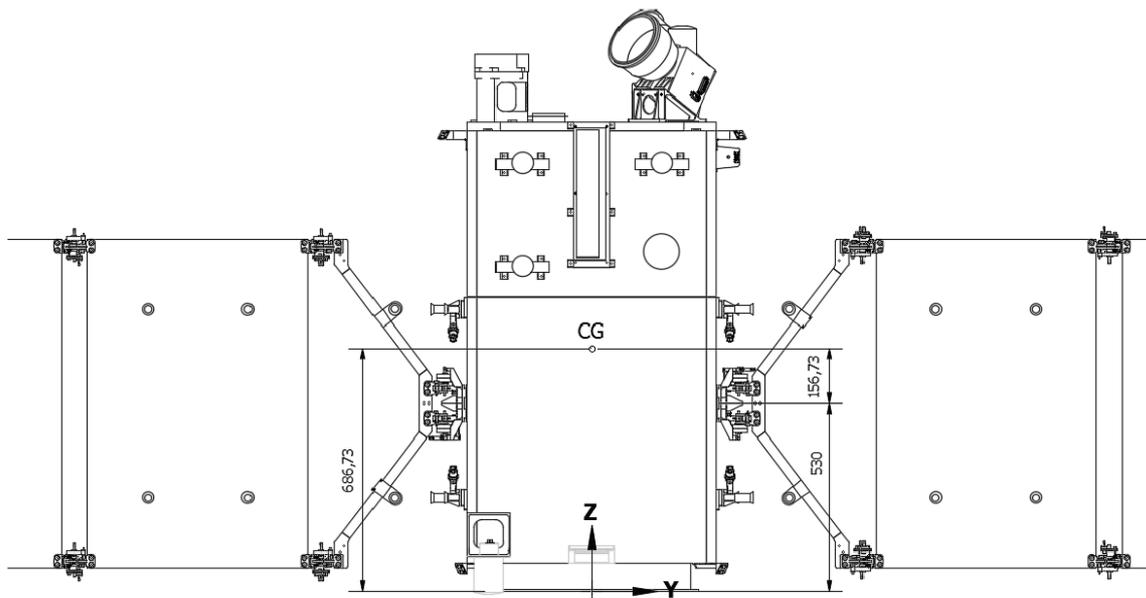
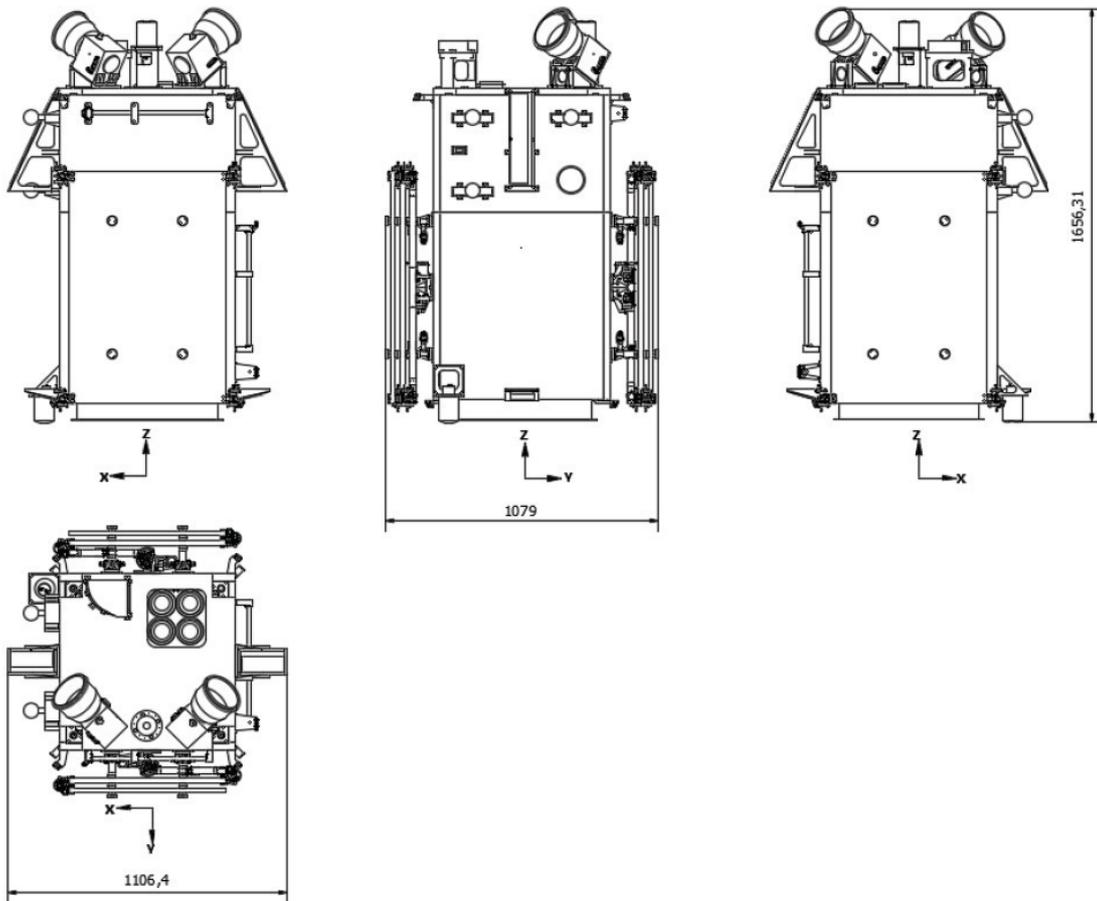
A conversão de um ponto **P** no sistema **SCS** para o sistema **SGS** é:

$$\{\vec{P}_{SGS}\} = \{\vec{P}_{SCS}\} + [I]\{\overline{CM}_{SGS}\}$$

6.8.5 Unidades:

Posição: Metros (M)

6.8.6 Representação:



6.9 SISTEMA GEOMÉTRICO DOS INSTRUMENTOS:

6.9.1 Definição:

Sistema formado por um ou mais eixos \hat{e}_{I_i} não necessariamente perpendiculares e centrados nas referências de montagem dos instrumentos de medida no corpo do satélite.

6.9.2 Sigla:

SIGI

6.9.3 Aplicação:

O **SIGI** é aplicado no Segmento Satélite, para a localização dos instrumentos de medida do satélite, sendo tipicamente referenciado ao **SGS** (Sistema Geométrico do Satélite).

6.9.4 Transformação:

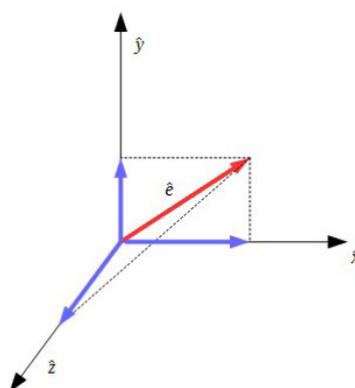
As componentes dos eixos geométricos dos instrumentos nos eixos do sistema **SGS** são obtidos pelo respectivo produto escalar entre eles:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_{SGS} = \begin{Bmatrix} \hat{x}_{SGS} \cdot \hat{e}_{I_i} \\ \hat{y}_{SGS} \cdot \hat{e}_{I_i} \\ \hat{z}_{SGS} \cdot \hat{e}_{I_i} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{SGS}^T \\ \hat{y}_{SGS}^T \\ \hat{z}_{SGS}^T \end{bmatrix} \cdot \hat{e}_{I_i}$$

6.9.5 Unidades:

Ângulos de rotação: Radianos (rad)

6.9.6 Representação:



6.10 SISTEMA EFETIVO DOS INSTRUMENTOS:

6.10.1 Definição:

Sistema formado por um ou mais eixos efetivos \hat{e}_{EI_i} não necessariamente perpendiculares e centrados nas referências de montagem dos instrumentos de medida no corpo do satélite.

6.10.2 Sigla:

SEI

6.10.3 Aplicação:

O SEI é aplicado no Segmento Satélite, para definição do desalinhamento dos instrumentos de medida em relação ao SGI (Sistema Geométrico dos Instrumentos).

6.10.4 Transformação:

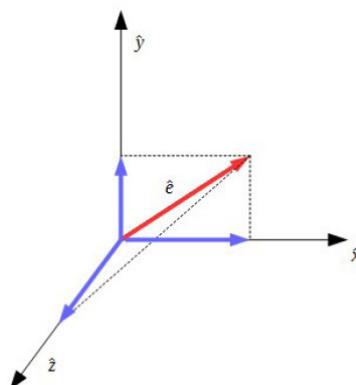
As componentes dos eixos efetivos dos instrumentos nos eixos do sistema SGI são obtidos pelo respectivo produto escalar entre eles:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_{SGI} = \begin{Bmatrix} \hat{x}_{SGI} \cdot \hat{e}_{EI_i} \\ \hat{y}_{SGI} \cdot \hat{e}_{EI_i} \\ \hat{z}_{SGI} \cdot \hat{e}_{EI_i} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{SGI}^T \\ \hat{y}_{SGI}^T \\ \hat{z}_{SGI}^T \end{bmatrix} \cdot \hat{e}_{EI_i}$$

6.10.5 Unidades:

Ângulos de rotação: Radianos (rad)

6.10.6 Representação:



6.11 SISTEMA GEOMÉTRICO DOS ATUADORES:

6.11.1 Definição:

Sistema formado por um ou mais eixos \hat{e}_{A_i} não necessariamente perpendiculares e centrados nas referências de montagem dos atuadores no corpo do satélite.

6.11.2 Sigla:

SGA

6.11.3 Aplicação:

O **SGA** é aplicado no Segmento Satélite, para a localização dos atuadores do satélite, sendo tipicamente referenciado ao **SGS** (Sistema Geométrico do Satélite).

6.11.4 Transformação:

As componentes dos eixos geométricos dos atuadores nos eixos do sistema **SGS** são obtidos pelo respectivo produto escalar entre eles:

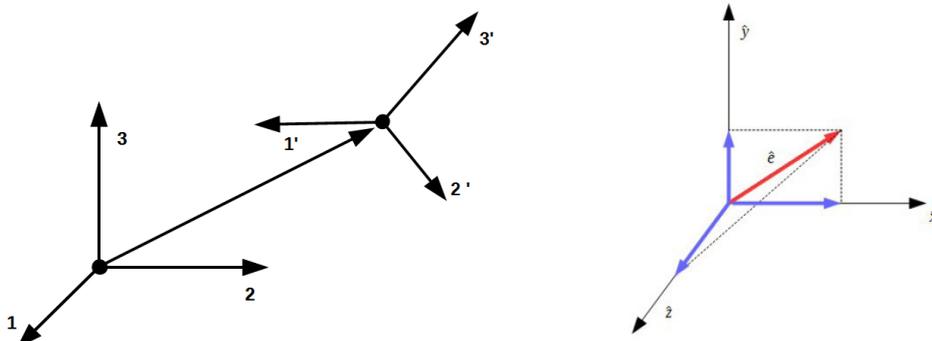
$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_{SGS} = \begin{Bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{Bmatrix}_{SGS} + \begin{Bmatrix} \hat{x}_{SGS} \cdot \hat{e}_{A_i} \\ \hat{y}_{SGS} \cdot \hat{e}_{A_i} \\ \hat{z}_{SGS} \cdot \hat{e}_{A_i} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{Bmatrix}_{SGS} + \begin{bmatrix} \hat{x}_{SGS}^T \\ \hat{y}_{SGS}^T \\ \hat{z}_{SGS}^T \end{bmatrix} \cdot \hat{e}_{A_i}$$

6.11.5 Unidades:

Ângulos de rotação: Radianos (rad)

Translação da origem: Metros (m)

6.11.6 Representação:



6.12 SISTEMA EFETIVO DOS ATUADORES:

6.12.1 Definição:

Sistema formado por um ou mais eixos efetivos \hat{e}_{EA_i} não necessariamente perpendiculares e centrados nas referências de montagem dos atuadores no corpo do satélite.

6.12.2 Sigla:

SEA

6.12.3 Aplicação:

O SEA é aplicado no Segmento Satélite, para definição do desalinhamento dos instrumentos de medida em relação ao SGA (Sistema Geométrico dos Atuadores).

6.12.4 Transformação:

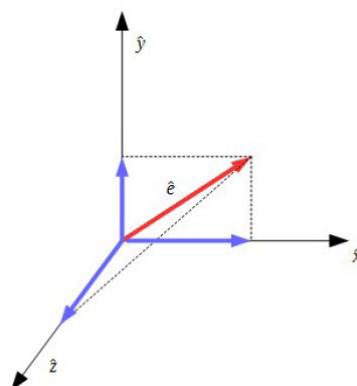
As componentes dos eixos efetivos dos atuadores nos eixos do sistema SGA são obtidos pelo respectivo produto escalar entre eles:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_{SGA} = \begin{Bmatrix} \hat{x}_{SGA} \cdot \hat{e}_{EA_i} \\ \hat{y}_{SGA} \cdot \hat{e}_{EA_i} \\ \hat{z}_{SGA} \cdot \hat{e}_{EA_i} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{SGA}^T \\ \hat{y}_{SGA}^T \\ \hat{z}_{SGA}^T \end{bmatrix} \cdot \hat{e}_{EA_i}$$

6.12.5 Unidades:

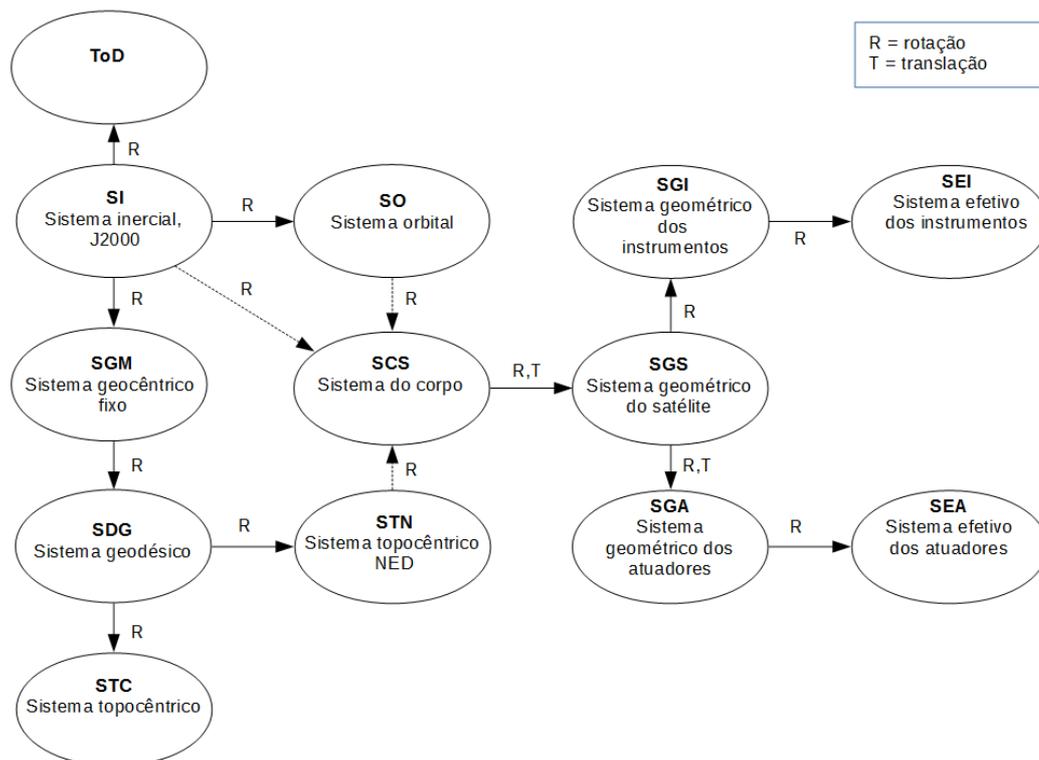
Ângulos de rotação: Radianos (rad)

6.12.6 Representação:



7 DIAGRAMA DE FRANCK

As cadeias de transformação podem ser representadas pelo seguinte diagrama:





ANEXO A

**LISTA DE ITENS TO BE DEFINED**

ID	DESCRIÇÃO	STATUS	PREVISÃO DE CONCLUSÃO
TBD-1			

LISTA DE ITENS TO BE CONFIRMED

ID	DESCRIÇÃO	STATUS	PREVISÃO DE CONCLUSÃO
TBC-1			