



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/02.18.23.42-TDI

ANÁLISE DE MANOBRAS DE ATRACAÇÃO DE SATÉLITES DOTADOS DE MANIPULADORES ROBÓTICOS

Anderson Brazil Nardin

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelo Dr. Evandro Marconi Rocco, aprovada em 17 de abril de 2015.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3J259P2>>

INPE
São José dos Campos
2015

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):

Presidente:

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Dr. Amauri Silva Montes - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr. Joaquim José Barroso de Castro - Centro de Tecnologias Espaciais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/02.18.23.42-TDI

ANÁLISE DE MANOBRAS DE ATRACAÇÃO DE SATÉLITES DOTADOS DE MANIPULADORES ROBÓTICOS

Anderson Brazil Nardin

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelo Dr. Evandro Marconi Rocco, aprovada em 17 de abril de 2015.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3J259P2>>

INPE
São José dos Campos
2015

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Nardin, Anderson Brazil.

N166a Análise de manobras de atracação de satélites dotados de manipuladores robóticos / Anderson Brazil Nardin. – São José dos Campos : INPE, 2015.

xxx + 151 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/02.18.23.42-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2015.

Orientador : Dr. Evandro Marconi Rocco.

1. Manobras de espaçonaves. 2. Robótica. 3. Controle de atitude. I.Título.

CDU 629.7.017.3:62-236



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de **Mestre** em

**Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle**

Dr. Hélio Koiti Kuga



Presidente / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Evandro Marconi Rocco



Orientador(a) / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza



Membro da Banca / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Willer Gomes dos Santos



Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. André Fenili



Convidado(a) / UFABC / Santo André - SP

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade

Título: "Análise de manobras de atracação de satélites dotados de manipuladores robóticos".

Aluno (a): **Anderson Brazil Nardin**

São José dos Campos, 17 de Abril de 2015

*“A Terra é o berço da humanidade, mas ninguém pode viver no berço para
sempre!”*

Konstantin Tsiolkovski

Àqueles que um dia ousaram, sonharam e trabalharam pela posteridade.

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos amigos que compartilharam as dificuldades e as superações ao longo do curso, resolvendo exercícios, discutindo a solução de problemas e expondo pontos de vista sobre questões importantes. Agradeço principalmente àqueles que reconheceram a grandeza da tarefa que eu havia assumido com a confecção deste trabalho e foram compreensivos em minha ausência.

Para não correr o risco de ser injusto omitirei aqui seus nomes, mas é certo que ao lerem isto saberão que os tinha em mente.

Agradeço aos professores, profissionais da área espacial, que formaram o mais gabaritado time de mestres com quem já tive a honra de aprender. Em especial sou grato ao Dr. Evandro Rocco cuja liberdade de trabalho me permitiu explorar criativamente as possibilidades e com quem a afinidade de pensamento propiciou longas conversas.

Agradeço à minha mãe e à minha avó, pois suas orações foram certamente a mais nobre ajuda que tive.

Por último e mais importante agradeço a Deus pela oportunidade de fazer real um sonho de garoto.

RESUMO

Neste trabalho é investigada a modelagem de um sistema robótico em ambiente espacial, levando em consideração as perturbações causadas à atitude do satélite decorrentes de torques gerados pelo acionamento dos mecanismos robóticos na fase de atracação (*berthing*) entre satélites artificiais. O movimento da base do robô, em virtude do reposicionamento do satélite por meio de seus atuadores, altera dinamicamente a distância do ponto meta. O braço robótico que serve de objeto de estudo neste trabalho consiste de um manipulador revoluto com três juntas rotativas e três graus de liberdade em configuração Torcional-Rotacional-Rotacional (TRR) movendo-se no espaço. Configuração tal que lhe confere aplicabilidade diversificada e notória utilidade na realização de serviços em órbita. A mitigação dos erros de posicionamento, gerados pelos movimentos de rotação e translação do satélite artificial e aqueles oriundos dos movimentos de extensão, flexão e rotação do aparato robótico acoplado ao satélite, nos possibilita uma visão mais clara sobre as estratégias necessárias para o uso futuro desta tecnologia. A análise realizada sugere que a elaboração de modelos que contemplem a correção dinâmica de erros de posicionamento e operação simultânea, bem como cooperativa, dos sistemas de controle do satélite artificial e do robô proporciona vantagens em missões deste tipo.

ANALYSIS OF BERTHING MANEUVERS OF SATELLITES EQUIPPED WITH ROBOTIC MANIPULATORS

ABSTRACT

In this work it is investigated the modelling of a robotic system in a space environment, taking into account the disturbances caused to the satellite attitude resulting from torques generated by actuation of the robotic mechanisms during berthing between artificial satellites. The movement of the robot base, due to repositioning of the satellite through its actuators, dynamically changes the distance from the target. The robotic arm that serves as the object of study in this work consists of a revolute manipulator with three rotating joints and three degrees of freedom in configuration Torsional - Rotational - Rotational (TRR) moving in space. Such configuration confers diverse applicability and notable usefulness in performing on-orbit servicing. The mitigation of positioning errors caused by rotation and translation of the artificial satellite and those from movements of extension, flexion and rotation of the robotic apparatus coupled to the satellite, allows us a clearer insight about the necessary strategies for the future use of this technology. The analysis suggests that the development of models that consider the dynamic correction of positioning errors and simultaneous, as well as cooperative, operation of the artificial satellite's and robot's control systems provides advantages in such missions.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 - Canadarm numa missão do <i>Space Shuttle</i>	12
Figura 2.2 - <i>Space Shuttle</i> reparando o telescópio Hubble.	13
Figura 2.3 - ETS-VII: (a) <i>Orihime</i> e (b) <i>Hikoboshi</i>	14
Figura 2.4 - Veículos da missão Orbital Express.....	14
Figura 2.5 - Sonda Rosetta e módulo Philae.....	15
Figura 3.1 - Robô articulado ou revoluto.	17
Figura 3.2 - Robô articulado com suas juntas em evidência.	18
Figura 3.3 - Anatomia do robô articulado.	19
Figura 3.4 - Volume de trabalho do braço robótico revoluto.....	21
Figura 3.5 - Volume de trabalho típico de catálogos.	22
Figura 3.6 - Precisão em relação à posição do ponto meta.	24
Figura 3.7 - Ilustração da precisão e repetibilidade.....	25
Figura 3.8 - Transformações entre variáveis de junta e cartesianas.	26
Figura 3.9 - Braço revoluto TRR em movimento no espaço.....	27
Figura 3.10 - Vetores velocidade de elos vizinhos.	30
Figura 3.11 - Corpo de densidade uniforme.	33
Figura 3.12 - Sistemas fixados no manipulador.	35
Figura 3.13 - Diagrama temporal do filtro.....	38
Figura 3.14 - Configuração de controle.	40
Figura 3.15 - Curva de resposta a uma entrada degrau unitário.....	41
Figura 3.16 - Arranjo braço-satélite (fora de escala).	43
Figura 3.17 - Acoplamento (esquerda) e atracação (direita).	45
Figura 3.18 - Movimento de um corpo rígido.....	48
Figura 4.1 - Inserção de valores iniciais.	52
Figura 4.2 - Atitude de referência.	53
Figura 4.3 - Obtenção do sinal de erro.....	54
Figura 4.4 - Subsistema de controle.....	55
Figura 4.5 - Sistema de controle PID.	56

Figura 4.6 - Bloco de sensibilidade.	56
Figura 4.7 - Bloco controlador PID.	57
Figura 4.8 - Sinal de controle.	58
Figura 4.9 - Bloco de atuadores.	59
Figura 4.10 - Somadores e bloco de perturbações.	60
Figura 4.11 - Distúrbios diversos.	61
Figura 4.12 - Bloco de perturbações.	62
Figura 4.13 - Estado atual da posição angular.	63
Figura 4.14 - Ruídos em sensores.	64
Figura 4.15 - Modelo de sensores.	65
Figura 4.16 - Bloco RAS.	67
Figura 4.17 - Obtenção do vetor alvo para a garra.	70
Figura 4.18 - Quatro soluções de um manipulador.	71
Figura 4.19 - Trajetórias de juntas.	73
Figura 4.20 - Fluxograma simplificado RAS (parte 1).	78
Figura 4.21 - Fluxograma simplificado RAS (parte 2).	79
Figura 5.1 - Erro e desvio padrão x Tempo na dinâmica de avanço.	83
Figura 5.2 - Performance do filtro de Kalman na dinâmica de avanço.	84
Figura 5.3 - Resíduo x Tempo na dinâmica de avanço.	85
Figura 5.4 - Distribuição dos resíduos na dinâmica de avanço.	86
Figura 5.5 - Histograma dos resíduos na dinâmica de avanço.	86
Figura 5.6 - Erro e desvio padrão x Tempo na dinâmica de recuo.	87
Figura 5.7 - Performance do filtro de Kalman na dinâmica de recuo.	88
Figura 5.8 - Resíduo x Tempo na dinâmica de recuo.	88
Figura 5.9 - Distribuição dos resíduos na dinâmica de recuo.	89
Figura 5.10 - Histograma dos resíduos na dinâmica de recuo.	89
Figura 5.11 - Manipulador (simulação 1).	91
Figura 5.12 - Torque no satélite (3D) (simulação 1).	92
Figura 5.13 - Torque no satélite (simulação 1).	93
Figura 5.14 - Torque no centro de massa do arranjo (3D) (simulação 1).	94
Figura 5.15 - Torque no centro de massa do arranjo (simulação 1).	94

Figura 5.16 - Torque das juntas (simulação 1).	95
Figura 5.17 - Centro de massa do arranjo (3D) (simulação 1).	96
Figura 5.18 - Centro de massa do arranjo (simulação 1).	96
Figura 5.19 - Posições angulares das juntas (simulação 1).	97
Figura 5.20 - Velocidades angulares das juntas (simulação 1).	98
Figura 5.21 - Acelerações angulares das juntas (simulação 1).	98
Figura 5.22 - Estado atual e referência de <i>roll</i> (simulação 1).	99
Figura 5.23 - Estado atual e referência de <i>pitch</i> (simulação 1).	99
Figura 5.24 - Estado atual e referência de <i>yaw</i> (simulação 1).	100
Figura 5.25 - Torque dos atuadores (GNC) (simulação 1).	101
Figura 5.26 - Torque do robô (simulação 1).	101
Figura 5.27 - Elementos da matriz de inércia (simulação 1).	102
Figura 5.28 - Erro de junta (simulação 1).	103
Figura 5.29 - Centro de massa do arranjo (comparação) (simulação 1).	103
Figura 5.30 - Manipulador (simulação 2).	104
Figura 5.31 - Torque no satélite (3D) (simulação 2).	105
Figura 5.32 - Torque no satélite (simulação 2).	105
Figura 5.33 - Centro de massa do arranjo (3D) (simulação 2).	106
Figura 5.34 - Centro de massa do arranjo (simulação 2).	107
Figura 5.35 - Posições angulares das juntas (simulação 2).	107
Figura 5.36 - Velocidades angulares das juntas (simulação 2).	108
Figura 5.37 - Acelerações angulares das juntas (simulação 2).	108
Figura 5.38 - Estado atual e referência de <i>roll</i> (simulação 2).	109
Figura 5.39 - Estado atual e referência de <i>pitch</i> (simulação 2).	110
Figura 5.40 - Estado atual e referência de <i>yaw</i> (simulação 2).	110
Figura 5.41 - Torque dos atuadores (GNC) (simulação 2).	111
Figura 5.42 - Elementos da matriz de inércia (simulação 2).	111
Figura 5.43 - Manipulador (simulação 3).	112
Figura 5.44 - Torque no satélite (3D) (simulação 3).	113
Figura 5.45 - Torque no satélite (simulação 3).	113
Figura 5.46 - Centro de massa do arranjo (3D) (simulação 3).	114

Figura 5.47 - Centro de massa do arranjo (simulação 3).	114
Figura 5.48 - Posições angulares das juntas (simulação 3).	115
Figura 5.49 - Velocidades angulares das juntas (simulação 3).	115
Figura 5.50 - Acelerações angulares das juntas (simulação 3).	116
Figura 5.51 - Estado atual e referência de <i>roll</i> (simulação 3).	116
Figura 5.52 - Estado atual e referência de <i>pitch</i> (simulação 3).	117
Figura 5.53 - Estado atual e referência de <i>yaw</i> (simulação 3).	117
Figura 5.54 - Torque dos atuadores (GNC) (simulação 3).	118
Figura 5.55 - Elementos da matriz de inércia (simulação 3).	118
Figura 5.56 - Manipulador (simulação 4).	119
Figura 5.57 - Torque no satélite (simulação 4).	120
Figura 5.58 - Centro de massa do arranjo (simulação 4).	120
Figura 5.59 - Posições angulares das juntas (simulação 4).	121
Figura 5.60 - Velocidades angulares das juntas (simulação 4).	121
Figura 5.61 - Acelerações angulares das juntas (simulação 4).	122
Figura 5.62 - Estado atual e referência de <i>roll</i> (simulação 4).	122
Figura 5.63 - Estado atual e referência de <i>pitch</i> (simulação 4).	123
Figura 5.64 - Estado atual e referência de <i>yaw</i> (simulação 4).	123
Figura 5.65 - Elementos da matriz de inércia (simulação 4).	124
Figura 5.66 - Manipulador (simulação 5).	125
Figura 5.67 - Torque no satélite (simulação 5).	125
Figura 5.68 - Centro de massa do arranjo (simulação 5).	126
Figura 5.69 - Posições angulares das juntas (simulação 5).	126
Figura 5.70 - Velocidades angulares das juntas (simulação 5).	127
Figura 5.71 - Acelerações angulares das juntas (simulação 5).	127
Figura 5.72 - Estado atual e referência de <i>roll</i> (simulação 5).	128
Figura 5.73 - Estado atual e referência de <i>pitch</i> (simulação 5).	128
Figura 5.74 - Estado atual e referência de <i>yaw</i> (simulação 5).	129
Figura 5.75 - Elementos da matriz de inércia (simulação 5).	129
Figura 5.76 - Manipulador (simulação 6).	130
Figura 5.77 - Torque no satélite (simulação 6).	131

Figura 5.78 - Centro de massa do arranjo (simulação 6).	131
Figura 5.79 - Posições angulares das juntas (simulação 6).	132
Figura 5.80 - Velocidades angulares das juntas (simulação 6).	132
Figura 5.81 - Acelerações angulares das juntas (simulação 6).	133
Figura 5.82 - Estado atual e referência de <i>roll</i> (simulação 6).	134
Figura 5.83 - Estado atual e referência de <i>pitch</i> (simulação 6).	134
Figura 5.84 - Estado atual e referência de <i>yaw</i> (simulação 6).	135
Figura 5.85 - Elementos da matriz de inércia (simulação 6).	135
Figura 5.86 - Manipulador (simulação 7).	136
Figura 5.87 - Torque no satélite (simulação 7).	137
Figura 5.88 - Centro de massa do arranjo (simulação 7).	137
Figura 5.89 - Posições angulares das juntas (simulação 7).	138
Figura 5.90 - Velocidades angulares das juntas (simulação 7).	138
Figura 5.91 - Acelerações angulares das juntas (simulação 7).	139
Figura 5.92 - Estado atual e referência de <i>roll</i> (simulação 7).	140
Figura 5.93 - Estado atual e referência de <i>pitch</i> (simulação 7).	140
Figura 5.94 - Estado atual e referência de <i>yaw</i> (simulação 7).	141
Figura 5.95 - Elementos da matriz de inércia (simulação 7).	141
Figura 5.96 - Erro de junta (simulação 7).	142

LISTA DE SÍMBOLOS

a_n	Comprimento do elo n
c_i	Cosseno de θ_i
$c(t)$	Sinal de controle
C_{ba}	Matriz de transformação do sistema a para o b
C_{ba}^T	Matriz transposta de transformação do sistema a para o b
C_{ba_n}	Matriz de transformação do sistema a para o b no passo n
C_{ca}	Matriz de atitude do satélite
C_i	Constante de integração i
C_n	Matriz de rotação em torno do eixo n
C_m	Centro de massa
$er(t)$	Sinal de erro
Er	Erro de junta
\mathbf{f}	Resultante das forças externas aplicadas ao corpo rígido
$f(x)$	No contexto de probabilidades, função densidade de probabilidade
${}^i\vec{f}_i$	Força exercida pela junta i com relação ao sistema i
${}^{i+1}\vec{F}_{i+1}$	Força atuante no elo $i+1$ com respeito ao sistema $i+1$

- F** No contexto do filtro de Kalman, fator que relaciona o estado e sua derivada
- \mathbf{g}_c Resultante dos torques externos aplicados ao corpo rígido em seu centro de massa
- G** Fator utilizado para adição do ruído dinâmico
- h Na matriz de inércia, altura do objeto
- \mathbf{h}_c Momento angular em relação ao centro de massa
- $\dot{\mathbf{h}}_c^b$ Derivada temporal do momento angular do corpo rígido no centro de massa
- H** Fator que relaciona as observações com o estado
- I** No contexto do filtro de Kalman, matriz identidade
- I** Momento de inércia
- \mathbf{I}_a Momento de inércia no sistema a
- ${}^{C_s}\mathbf{I}_a$ Tensor de inércia do elo a no centro de massa do satélite
- ${}^{C_s}\mathbf{I}_S$ Tensor de inércia do satélite no centro de massa do satélite
- ${}^{C_s}\mathbf{I}_T$ Tensor de inércia total do arranjo braço-satélite referenciado ao centro de massa do satélite
- ${}^A\mathbf{I}$ Tensor de inércia relativo ao sistema $\{A\}$
- I_{ab} Elemento da linha a e coluna b da matriz de inércia
- \mathbf{I}_3 Matriz identidade de dimensão 3×3

J_n	Junta n
\mathbf{K}_k	Ganho de Kalman para o instante k
K_D	Ganho Derivativo
K_I	Ganho Integral
K_p	Ganho Proporcional
l	Comprimento do objeto
m	Massa do objeto
M_A	Massa do elo A
M_S	Massa do satélite
M_p	Máximo sobressinal
${}^i\vec{n}_i$	Torque exercido pela junta i com respeito ao sistema i
${}^{i+1}\vec{N}_{i+1}$	Torque atuante no elo $i+1$ com relação ao sistema $i+1$
O	Origem de sistema inercial
O'	Origem de sistema girante
\mathbf{p}	Momento linear
$\dot{\mathbf{p}}^b$	Derivada temporal do momento linear do corpo rígido
\mathbf{P}_c	Representação matricial do vetor de centro de massa
\vec{P}_{CA}	Vetor centro de massa do elo A

\vec{P}_{CM}	Vetor centro de massa do arranjo braço-satélite
\vec{P}_{CS}	Vetor centro de massa do satélite
\vec{P}_{SR}	Vetor distância entre o centro do satélite e o robô
$\bar{\mathbf{P}}$	Covariância propagada
$\dot{\bar{\mathbf{P}}}$	Derivada da covariância para propagação contínua
$\hat{\mathbf{P}}_k$	Covariância atualizada no instante k
${}^i\vec{P}_{C_i}$	Distância entre origem do sistema i ao centro de massa do elo i
${}^i\vec{P}_{i+1}$	Vetor distância entre sistemas de referência vizinhos
\mathbf{Q}	Covariância do processo branco
\mathbf{R}_k	Covariância dos erros de observações
R_M	Resíduo das medidas
${}^B_A\mathbf{R}$	Matriz de rotação do sistema A para o B
s_i	Seno de θ_i
t_d	Tempo de atraso
t_p	Tempo de pico
t_r	Tempo de subida
t_s	Tempo de acomodação

Tr_n	Trecho de aceleração positiva, nula ou negativa
$\dot{\mathbf{v}}_c^b$	Derivada temporal da velocidade linear do centro de massa do corpo
${}^i\vec{\dot{v}}_j$	Derivada temporal da velocidade linear do elo j com respeito ao sistema de referência i
${}^i\vec{\dot{v}}_{C_i}$	Derivada temporal da velocidade linear do centro de massa do elo i com respeito ao sistema de referência i
${}^i\vec{v}_j$	Velocidade linear do elo j com respeito ao sistema de referência i
\mathbf{v}_c	Velocidade linear do centro de massa
v_k	Ruído branco discreto no instante k
V	Volume de trabalho
\vec{V}_{ag}	Vetor alvo no sistema do robô, vetor desejado para a garra
\vec{V}_{CT}	Vetor alvo no sistema do centro de massa do arranjo braço-satélite
\vec{V}_{OT}	Vetor alvo no sistema O
w	Largura do objeto
x	Coordenada cartesiana em x
x	No contexto de probabilidades, variável aleatória contínua
\bar{x}	Estado propagado
$\hat{\mathbf{x}}_k$	Estado atualizado no instante k

x_c	Componente em x do vetor centro de massa
\hat{X}_i	Versor i do eixo X
y	Coordenada cartesiana em y
y_c	Componente em y do vetor centro de massa
y_k	Observação coletada no instante k
\hat{Y}_i	Versor i do eixo Y
z	Coordenada cartesiana em z
z_c	Componente em z do vetor centro de massa
\hat{Z}_i	Versor i do eixo Z
$\dot{\theta}_i$	Derivada temporal da posição angular i
$\ddot{\theta}_i$	Segunda derivada temporal da posição angular i
θ^\times	Matriz anti-simétrica do vetor de ângulos infinitesimais
θ_n	Variável de junta da junta n
θ_A	Variável de junta atual
θ_i	Variável de junta inicial
θ_T	Variável de junta desejada, <i>target</i>
μ	Média
ρ	Densidade volumétrica do objeto

- σ Desvio padrão
- ω No contexto do filtro de Kalman, ruído dinâmico contínuo
- ω Velocidade angular
- ${}^i\vec{\dot{\omega}}_j$ Derivada temporal da velocidade angular do elo j no sistema i
- $\dot{\omega}^b$ Derivada temporal da velocidade angular do corpo rígido
- ${}^i\vec{\omega}_j$ Velocidade angular do elo j com respeito ao sistema i
- ω^\times Matriz anti-simétrica das velocidades angulares

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO	1
1.1. Considerações sobre o problema.....	4
1.2. Objetivos	6
1.3. Justificativa e motivação	6
1.4. Organização do trabalho	7
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA E ALGUMAS MISSÕES NO SETOR.....	9
2.1. Revisão bibliográfica	9
2.2. Algumas missões no setor da robótica espacial.....	12
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E DEFINIÇÕES	17
3.1. Sobre o modelo do robô	17
3.1.1. Conceitos importantes.....	20
3.1.2. Cinemática	25
3.1.3. Propagação de variáveis	28
3.1.4. Distribuição de massa	31
3.1.5. Algoritmo iterativo de Newton-Euler	33
3.1.6. Sobre o filtro de Kalman	35
3.2. Sobre o modelo do satélite.....	39
3.2.1. Simulador de atitude	39
3.2.2. Atracação	44
3.2.3. Cinemática do satélite.....	45
3.2.4. Dinâmica do satélite.....	47
4 MODELOS UTILIZADOS E ARQUITETURAS	51
4.1. Arquitetura do simulador de atitude do satélite	51
4.1.1. Estado de referência	52
4.1.2. Controlador	54
4.1.3. Atuadores.....	58
4.1.4. Perturbações.....	59
4.1.5. Dinâmica de atitude.....	62
4.1.6. Sensores	63
4.2. Modelo do manipulador robótico.....	66
4.2.1. Inicialização	68

4.2.2. Cinemática	69
4.2.3. Geração de trajetória.....	72
4.2.4. Formulação Newton-Euler	75
4.2.5. Obtenção das saídas do bloco RAS	76
4.2.6. Gráficos e animações	77
4.2.7. Fluxograma do programa RAS.....	78
5 SIMULAÇÕES E RESULTADOS.....	81
5.1. Resultados das precisões estimadas	82
5.2. Resultados das simulações de atracação.....	90
5.2.1. Resultados da simulação 1.....	91
5.2.2. Resultados da simulação 2.....	104
5.2.3. Resultados da simulação 3.....	112
5.2.4. Resultados da simulação 4.....	119
5.2.5. Resultados da simulação 5.....	124
5.2.6. Resultados da simulação 6.....	130
5.2.7. Resultados da simulação 7.....	136
5.3. Comentários das simulações de atracação	143
6 CONCLUSÕES E SUGESTÕES.....	145
6.1. Conclusões	145
6.2. Sugestões para a continuação do trabalho	146
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	147

1 INTRODUÇÃO

O posicionamento completo de um satélite artificial, em outras palavras, a forma como o corpo encontra-se situado no espaço, é descrito por meio de sua órbita e sua atitude. A atitude de um veículo é a orientação do mesmo, a direção que o satélite aponta. Está relacionada a um sistema de referência, ou seja, um sistema de coordenadas em relação ao qual a atitude é referida.

A falha prematura de equipamentos ou dispositivos do satélite pode levar à perda da missão e gerar enorme prejuízo. Visto isto e tendo em mente outras preocupações, como o aumento do número de detritos em órbita, as agências espaciais estão, cada vez mais, investindo no desenvolvimento de serviços em órbita (OOS - *On-Orbit Servicing*). OOS inclui diversas atividades de um veículo espacial, como montagem, reparo, resgate, aprimoramento, reabastecimento, recuperação e manutenção. Esses serviços podem estender a vida útil dos satélites, melhorar a capacidade dos sistemas espaciais, reduzir os custos de operação e até mesmo contribuir para a mitigação dos detritos espaciais.

Para executar serviços em órbita em missões do tipo montagem de grandes unidades, reabastecimento de estações e plataformas orbitais, troca de tripulação entre veículos, reparo de satélites em órbita, união de veículos espaciais em missões lunares e planetárias, entre outras, é imprescindível o domínio das técnicas de *rendezvous* (aproximação de dois veículos), *docking* (acoplamento) e *berthing* (atracação), bem como do controle de atitude.

A ideia de resgatar e executar serviços em órbita a um satélite em mal funcionamento, tem sido discutida desde antes de 1970 (TATSCH et al., 2006). Entretanto, poucas tentativas ocorreram em órbita devido à falta de tecnologia adequada para executar tais serviços.

Missões espaciais que utilizaram robôs tiveram grande importância. Projetos utilizando manipuladores espaciais foram propostos e desenvolvidos nas últimas décadas, alguns dos quais serão, eventualmente, comentados neste trabalho.

Robôs, quando corretamente projetados, são muito eficientes e normalmente apresentam grande precisão na execução de suas tarefas. Assim, em virtude de suas características, a aplicação de tecnologia robótica em ambiente espacial mostra ser uma alternativa atraente.

Entretanto, fatores dos quais a dinâmica dos robôs é dependente, como a aceleração gravitacional, por exemplo, podem criar complicações às manobras em virtude do ambiente operacional. Nas missões espaciais, o robô poderá estar exposto a condições de microgravidade e sob grande variação de temperatura.

Atividades robóticas de serviços em órbita têm se tornado realidade devido ao surgimento de novas tecnologias nas áreas de *rendezvous*, *docking* e *berthing* autônomos.

O termo *rendezvous* se refere à operação de efetuar manobras de forma que duas espaçonaves se aproximem, isso pode ser feito por ação de ambas ou de apenas uma delas e é fundamental para o sucesso do *docking*, ou acoplamento das espaçonaves. O acoplamento é uma manobra especialmente crítica quanto à atitude dos satélites. O posicionamento indevido dos satélites pode inviabilizar o acoplamento.

Os processos de aproximação, acoplamento e atracação compreendem diversas manobras orbitais, com o objetivo de levar o veículo perseguidor às proximidades do veículo alvo para, finalmente, estabelecer contato físico. Uma vez realizados os diferentes passos da aproximação o sistema de controle do veículo perseguidor deverá sincronizar sua atitude com a do veículo alvo. Para tanto existem diversos atuadores para efetuar manobras de atitude, dentre os mais comuns encontram-se as rodas de reação, os propulsores e as bobinas eletromagnéticas. Porém, cada um desses dispositivos possui características e limitações próprias, seja de tempo de vida útil, de características de projeto ou construtivas.

Neste trabalho, propõe-se o uso de um manipulador robótico servindo como ferramenta a contribuir com a efetivação do acoplamento entre satélites, ou seja, o manipulador representa uma alternativa de atuador com o propósito de reposicionar os satélites envolvidos na manobra. Porém, a análise se concentra na atracação.

É, portanto, fundamental que investiguemos as perturbações causadas à atitude do satélite em decorrência da atuação do braço robótico acoplado. Neste sentido, nos concentraremos na análise dos torques perturbadores, por vezes chamados de torques externos, visto que a base do robô não pode ser considerada, para fins de posicionamento preciso, como sendo de um sistema inercial (sem movimento).

Em virtude dos movimentos realizados pelo manipulador, acoplado estruturalmente ao satélite, torques perturbarão a atitude do satélite. As alterações na orientação do satélite, igualmente, interferem no posicionamento do robô.

Segundo Ellery (2000) o termo “robótica espacial” está aberto a interpretações. Quando se fala em veículos espaciais robóticos pode-se referir a sondas de espaço profundo, por exemplo, por conta de sua natureza autônoma, ou veículos de exploração planetária (*planetary rovers*). Portanto, é importante que façamos a seguinte diferenciação: a robótica espacial apresenta aplicações diferentes dependendo do ambiente, sendo notória a distinção feita quanto ao uso em órbita e em superfície.

Outra caracterização recorrente diz respeito ao nível de automatismo associado, o que implica diretamente o grau de precisão com que as atividades são realizadas.

A robótica espacial autônoma, com maior grau de automatismo, tem inúmeras aplicações, tais como montagem, inspeção e tarefas de manutenção e assistência ao astronauta, tanto em órbita quanto em superfície. Temos que citar

também, operações de instrumentação e coleta de dados para investigações científicas.

Neste trabalho, nos concentraremos na aplicação robótica em órbita para realização de serviços ou, mais especificamente, manobras de atracação, nas quais o manipulador, acoplado a um satélite, procura agarrar-se a um elemento de outro satélite. São usados, sem distinção, os termos: robô, braço mecânico, mecanismo robótico, manipulador, manipulador robótico.

O órgão terminal é um dispositivo fixado à extremidade do manipulador e que permite a um robô de finalidades gerais realizar uma tarefa específica (GROOVER et al., 1989). Por exemplo, uma garra, maçarico ou furadeira.

O movimento do braço robótico perturba a atitude do satélite que reage a esta perturbação por meio do sistema de controle de atitude que, por sua vez, perturba o posicionamento do órgão terminal do robô. A atuação do controle de atitude tem por objetivo corrigir a orientação do satélite compensando o efeito devido à movimentação do braço. Dada a complexidade do arranjo, o modelo desenvolvido simula o controle simultâneo dos movimentos do satélite e do braço robótico considerando os torques aplicados, o deslocamento dos centros de massa e, ainda, a evolução dos momentos de inércia ao longo do tempo.

1.1. Considerações sobre o problema

Consideremos as afirmações dos parágrafos seguintes.

Existem características únicas encontradas na dinâmica de robôs espaciais. Dependendo do movimento realizado pelo braço manipulador, a espaçonave, que serve de base, se move devido ao princípio de ação e reação. A reação do braço perturba seu apoio, portanto, a coordenação entre o braço e a base torna-se uma questão importante (YOSHIDA, 2000).

O ambiente espacial introduz um fator complicador aos sistemas robóticos que não é aparente na Terra. A base do manipulador não é fixa no espaço então o

sistema de referência não pode ser considerado fixo com relação a espaçonave. Isto introduz um alto grau de complexidade à dinâmica do manipulador (ELLERY, 2000).

À medida que o braço se movimenta ao longo do tempo, os momentos de inércia do conjunto formado com o satélite se alteram. Deste modo, deve-se calcular os momentos de inércia do arranjo formado pela composição do satélite, base, mais o braço robótico a cada passo da simulação. Este arranjo também apresentará um centro de massa dependente da configuração do braço, tal centro de massa será calculado, igualmente, a cada passo da simulação.

A modelagem matemática do arranjo formado pelo braço robótico e satélite leva a evidências da real existência de uma problemática envolvendo a movimentação de atuadores robóticos durante a fase de atracação (*berthing*) entre satélites ou durante a execução de serviços em órbita. Tendo em mente a forma como os sistemas individuais do satélite-robô (sistema formado pela associação do satélite artificial com o manipulador robótico) estão acoplados e se interferem mutuamente, a atuação conjunta e cooperativa dos sistemas de controle do braço robótico e do satélite mostra-se como uma abordagem promissora na mitigação dos erros de posicionamento do órgão terminal do manipulador e digna de estudo.

Foi desenvolvido um simulador que considera o movimento do braço robótico e seus torques como perturbadores da atitude do satélite, neste caso compreendido como base do arranjo. O satélite possui um sistema de controle que reage às perturbações oriundas do manipulador. Tal reação reposiciona a base do braço e, por consequência, altera a distância ao ponto meta, ponto ao qual deseja levar o órgão terminal do manipulador. Logo, o controle cíclico entre satélite e robô converge para que se alcance o ponto meta. Essa abordagem permite que seja simulado e controlado, em malha fechada, o movimento do satélite-robô.

Para tanto, o tempo de amostragem da simulação é muito pequeno, da ordem de frações de segundo, caso contrário os sistemas de controle do satélite e do robô não são capazes de reduzir os erros de posicionamento gerados pela movimentação das partes. Isso é uma característica dos sistemas de controle em malha fechada, nos quais normalmente utiliza-se o menor tempo de amostragem possível como forma de minimizar os erros do sistema de controle. Portanto, o modelo é capaz de simular o controle simultâneo dos movimentos do satélite e do braço robótico considerando os torques aplicados em ambos, a movimentação do centro de massa do sistema satélite-robô e a evolução dos momentos de inércia ao longo do tempo.

1.2. Objetivos

Este trabalho, tem por objetivo analisar manobras de atracção de satélites artificiais equipados com manipulador robótico. Para tanto, é desenvolvido um modelo de manipulador robótico acoplado a um satélite artificial, simulando uma possível manobra de atracção entre satélites.

Foi obtido um bloco simulador integrável ao simulador de atitude de satélites (*Satellite Attitude Simulator - SAS*), operando como modelo de um manipulador robótico com vistas à aplicação em manobras de atracção. Tal desenvolvimento gera resultados importantes com relação às dificuldades encontradas no controle de satélites dotados de mecanismos robóticos.

Por meio da simulação, torna-se possível a investigação de características das manobras, por exemplo, o tempo necessário à realização da atracção e os torques exercidos pelo manipulador robótico, bem como o acompanhamento da resposta do sistema de controle de atitude do satélite.

1.3. Justificativa e motivação

A análise do conjunto formado por satélite e robô mostra sua aplicação como uma alternativa para solucionar o problema da atitude não sincronizada entre

satélites com os quais se deseja realizar serviços em órbita ou um possível acoplamento, passando primeiramente pela fase de atracação.

Existem aspectos financeiros com relação aos serviços em órbita que devem ser observados para ponderar a viabilidade de sua execução, como a relação entre o custo da missão de serviço para reparo do satélite avariado e os benefícios associados à sua realização. Os eventuais retornos obtidos com uma missão de manutenção estão atrelados a questões econômicas. Outra abordagem da missão de serviço em órbita é a de aprimoramento de satélites tanto em *hardware* quanto em *software* de sistemas ultrapassados tecnologicamente, provendo capacidades outrora não implementadas ao veículo orbital, incrementando assim sua capacidade e melhorando sua performance.

No que diz respeito ao estudo e pesquisa de corpos celestes de pequenas proporções (meteoroides) ou, até mesmo, de asteroides percebe-se que as habilidades inerentes a um autômato são plenamente desejáveis. A aplicação deste tipo de equipamento autônomo, satélite dotado de braço robótico, também é verificada quando se trata da captura de detritos espaciais potencialmente nocivos às missões.

Estudar estruturas configuráveis em ambiente espacial é uma necessidade real, para que o volume requerido no veículo lançador seja minimizado, e esta é uma questão com a qual o roboticista precisa lidar.

1.4. Organização do trabalho

A presente seção expõe uma breve discussão do conteúdo apresentado nos capítulos do trabalho.

O primeiro capítulo é constituído por esta introdução.

O capítulo 2 apresenta a revisão da literatura com trabalhos que abordam temas correlatos ou que, de algum modo, serviram de motivação para confecção deste trabalho.

No capítulo 3 são apresentados fundamentos teóricos para boa compreensão do trabalho, divididos nos diferentes sistemas que compõem o satélite-robô que será modelado. São introduzidas definições para o modelo.

O capítulo 4 aborda mais profundamente a elaboração do modelo e a arquitetura do simulador.

O capítulo 5 traz resultados obtidos pela simulação do modelo descrito no capítulo anterior.

Por fim, no capítulo 6 são feitas conclusões e sugestões para a continuação do trabalho.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA E ALGUMAS MISSÕES NO SETOR

Este capítulo tem como finalidade apresentar trabalhos encontrados na literatura dentro do tema discutido. Os trabalhos citados aqui versam sobre áreas correlatas a dinâmica de estruturas ligadas a satélites artificiais ou sobre a execução de serviços em órbita e manobras realizadas por tais satélites.

Em seguida são discutidas algumas missões já lançadas que obtiveram êxito no campo da robótica espacial.

2.1. Revisão bibliográfica

Papadopoulos e Moosavian (1994) estudaram o controle de movimento de um robô livre no espaço e com múltiplos manipuladores perseguindo um corpo próximo. O movimento do centro de massa foi usado para descrever a translação do robô espacial em relação a um sistema de referência inercial.

Goddard et al. (1995) descrevem o desenvolvimento de um sistema de visão robótica capaz de determinar a posição e orientação de objetos. É descrito como um sistema de tempo real para *docking* autônomo. Foi feita uma interface para demonstração do sistema juntamente com um acoplamento simulado.

Adachi et al. (1999), usando o ETS-VI (*Engineering Test Satellite-VI*) como sistema de teste, desenvolveram uma experiência com propósito de verificar a validade do modelo matemático do ETS-VI que foi obtido em solo. Adicionalmente, são comparados métodos de identificação de parâmetros.

Yoshida (2000, 2003) ratifica conceitos importantes ensaiados e executados nos experimentos ETS-VII, incluindo o tratamento dado aos movimentos de atitude do satélite, base do manipulador robótico.

Shi et al. (2000) desenvolveram um experimento, com o objetivo de obter características semelhantes às aquelas encontradas em ambiente espacial, e investigaram a dinâmica de um robô. O experimento consistia em um

manipulador, sustentado por correntes de ar, com duas articulações montadas horizontalmente.

Ellery (2000) elabora estudos sobre a dinâmica de satélites equipados com manipuladores robóticos. Em especial, em seu capítulo sétimo, cita diversos trabalhos nos quais as diferentes formulações da dinâmica robótica foram testadas levando em conta a eficiência computacional de cada uma.

Na tese de Silva (2001), é mostrada uma modelagem matemática de uma junta robótica. Os típicos termos não-lineares da junta foram considerados em modelos que são mostrados numa ordem crescente de complexidade. Os esforços se concentram na verificação e melhora de algoritmos de identificação de parâmetros.

Em Campos (2001), é apresentado um estudo da dinâmica e controle do movimento de um manipulador robótico com dois elos e duas juntas. Os elos são considerados flexíveis, ou seja, apresentam deformação. No trabalho foi utilizada a Formulação de Lagrange. O objetivo alcançado foi restabelecer o estado inicial do manipulador submetido a uma perturbação, ou seja, o sistema de controle foi capaz de interromper o movimento dos elos do manipulador.

Matsumoto et al. (2003) desenvolveram um método de aproximação e captura de um veículo alvo não-cooperativo. No trabalho, propõe-se que um satélite perseguidor se aproxime do alvo e, tendo obtido êxito na manobra de aproximação, realize a tarefa de captura usando um manipulador.

Inaba et al. (2003) conduziram um estudo sobre como capturar um satélite abandonado usando um manipulador, levando em conta aspectos próprios do ambiente espacial, como a iluminação e potência computacional disponível. O experimento de captura utilizou técnicas de processamento de imagens.

Um sistema de navegação autônoma é desenvolvido em Diaz e Abderrahim (2006). No trabalho, o sistema de visão é testado utilizando um modelo de

satélite e um manipulador robótico capaz de simular o movimento de um satélite em órbita. É feita a estimação da atitude com certo erro tolerável. Menciona-se uma possível diminuição dos erros, no entanto, com maior tempo de processamento.

Inaba et al. (2006) descrevem a linha básica da sequência de captura e estimativa de movimento de um alvo não-cooperativo, o qual se assume ser uma nave espacial à deriva. Tal trabalho soma-se ao estudo realizado em Inaba et al. (2003).

Em Arantes Jr. et al. (2010), são introduzidos os conceitos básicos e as tecnologias fundamentais utilizadas em missões autônomas de serviços em órbita. No trabalho, assume-se a existência de uma constelação de satélites de serviço e o consumo de combustível é levado em conta na manobra de aproximação entre satélites.

No trabalho de Wei et al. (2011), é estudada uma estratégia de controle para uma espaçonave de serviço. Tal veículo, perseguidor, executa *rendezvous* e *docking* com um veículo alvo não-cooperativo de forma autônoma. A referida estratégia adotada incluiu a consideração da posição relativa e a sincronização da atitude dos veículos simultaneamente.

Arantes Jr. (2011) investigou o uso de um sistema de navegação visual em serviços em órbita. Na tese é apresentado um algoritmo desenvolvido para estimar a atitude de um satélite alvo genérico. Foi desenvolvido um experimento para simular o ambiente em órbita e validar os algoritmos desenvolvidos.

O presente trabalho situa-se como verificador da possibilidade de uso de um manipulador robótico em manobras de atracação, sendo esta uma importante manobra, cujo estudo e compreensão fazem-se necessários.

2.2. Algumas missões no setor da robótica espacial

A atividade robótica de serviço em órbita tornou-se possível graças ao surgimento de tecnologias para *rendezvous* e *docking/berthing* (RVD/B) autônomos, tais como sistemas robóticos integrados, visão de máquina, sistemas de controle automáticos e sofisticadas capacidades de *hardware* e *software*.

Nesta seção, trataremos de algumas iniciativas do campo da robótica espacial e serviços em órbita (OOS) que demonstraram funcionalidades de montagem e/ou reparo, por vezes autônomas, numa breve descrição.

O braço robótico do *Space Shuttle*, *Shuttle Remote Manipulator System* (SRMS) também conhecido como Canadarm (Figura 2.1), foi usado inicialmente em 1981 e era capaz de auxiliar o *Space Shuttle* a colocar satélites em órbita (CSA, 2011).



Figura 2.1 - Canadarm numa missão do *Space Shuttle*.

Fonte: Wikipedia (2015a).

Dentre as diversas missões que fizeram uso do Canadarm, a Figura 2.2 exemplifica um serviço de reparo em órbita realizado pela NASA no telescópio espacial Hubble.



Figura 2.2 - *Space Shuttle* reparando o telescópio Hubble.

Fonte: Wikipedia (2015a).

O projeto alemão ROTEX, lançado em 1993, foi o primeiro sistema robótico espacial autônomo a demonstrar serviços em órbita (HIRZINGER et al., 1994). O braço robótico era capaz de capturar um objeto livre no espaço via controle remoto.

A missão *Engineering Test Satellite-VII* (ETS-VII, Figura 2.3), desenvolvida e lançada pela agência espacial japonesa (JAXA) em 1997. O projeto era composto de um satélite alvo (*Orihime*) e de um satélite perseguidor (*Hikoboshi*) (ODA et al., 1995). Esta missão colocou em prática tarefas extremamente importantes, tais como o controle cooperativo entre o braço robótico e a atitude do veículo, inspeção por imagem e captura autônoma do veículo alvo.

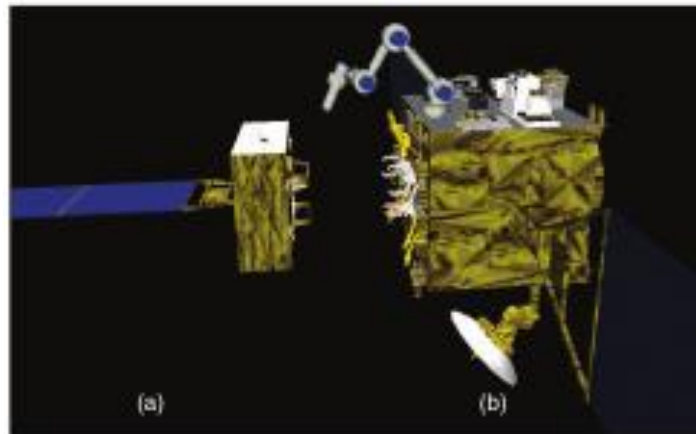


Figura 2.3 - ETS-VII: (a) *Orihime* e (b) *Hikoboshi*.

Fonte: Yoshida (2003).

A missão Orbital Express foi lançada em 2007 com o propósito de demonstrar possibilidades de execução autônoma de serviços em órbita. O projeto composto pelos satélites ASTRO, equipado com o manipulador robótico OEDMS (*Orbital Express Demonstration Manipulator System*), e NEXTSat (EVANS et al., 2006) realizou a transferência de bateria e propelente entre os veículos espaciais. A Figura 2.4 apresenta uma ilustração da missão.

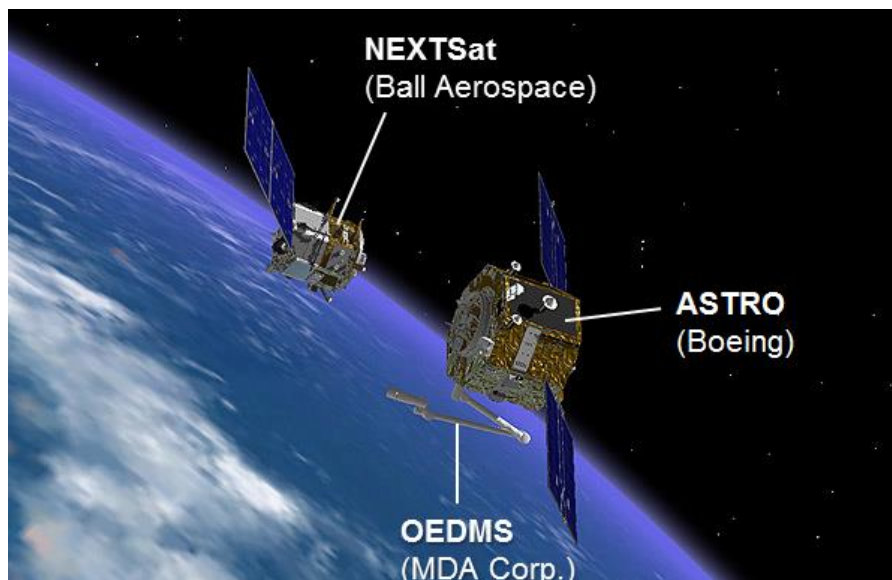


Figura 2.4 - Veículos da missão Orbital Express.

Fonte: Wikipedia (2015b).

A sonda Rosetta foi construída e lançada pela ESA (Agência Espacial Européia) com a missão de estudar o cometa 67P/Churyumov-Gerasimenko. Esta sonda levou consigo o módulo robótico Philae que, em novembro de 2014, pousou no cometa do qual retornou dados acerca de sua superfície (BEATTY, 2014).

Entre os objetivos do módulo robô Philae, podemos citar a caracterização do núcleo do cometa e a determinação dos componentes químicos presentes. Na Figura 2.5, podemos ver parte da sonda Rosetta e a localização do módulo robótico Philae.

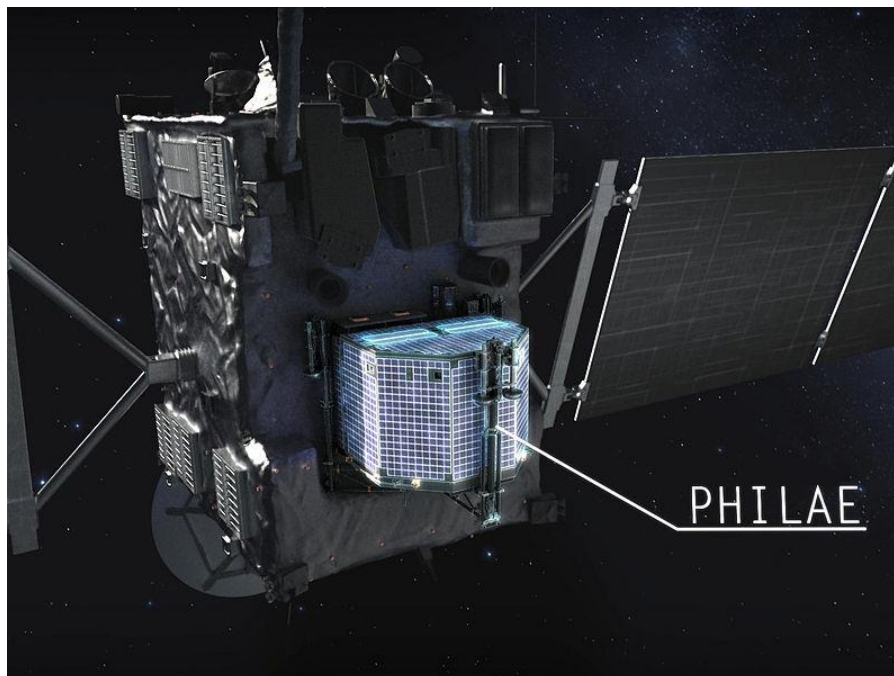


Figura 2.5 - Sonda Rosetta e módulo Philae.

Fonte: Wikipedia (2015c).

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E DEFINIÇÕES

A seguir serão abordados conceitos teóricos básicos, para fundamentar a pesquisa, e definições relevantes ao modelo. Trataremos da obtenção de um modelo que represente, por meio de um algoritmo implementado, a forma como responde um manipulador robótico durante simulação com parâmetros controlados. Igualmente importante é o modelo de satélite desenvolvido que visa prover dados acerca de sua mecânica e de seu sistema de controle atuante.

3.1. Sobre o modelo do robô

A Associação das Indústrias de Robótica (RIA) define o robô como um manipulador programável, multifuncional, projetado para mover material, peça, ferramenta ou dispositivos especiais em movimentos programados variáveis, para realização de uma variedade de tarefas. A configuração de robô articulado (antropomórfico), por vezes chamado revoluto, assemelha-se a um braço humano. Sua configuração caracteriza assim sua anatomia robótica. A Figura 3.1 apresenta um robô articulado.



Figura 3.1 - Robô articulado ou revoluto.

Fonte: HIWIN (2015).

Este tipo de robô, possui três juntas rotativas (uma torcional e duas rotacionais), exemplo ilustrado na Figura 3.2. Eles são os mais usados nas indústrias, por terem uma configuração semelhante ao do braço humano.

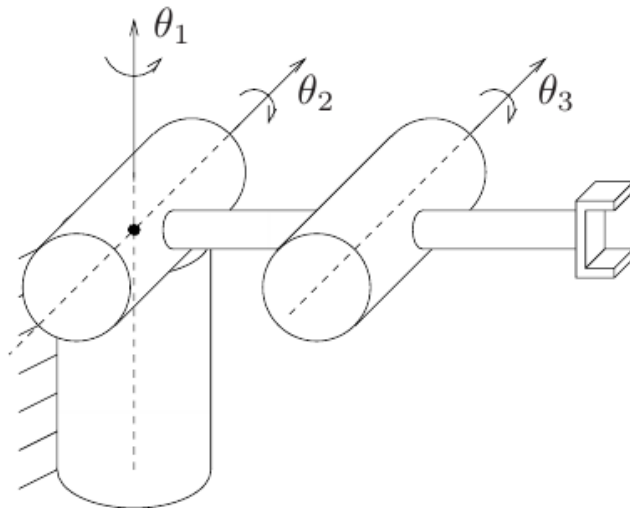


Figura 3.2 - Robô articulado com suas juntas em evidência.

Sua anatomia pode ser entendida da seguinte maneira: os três elos (componentes retilíneos da configuração) são analogamente o corpo, braço e antebraço. As juntas são os elementos que conectam os elos, como ombro e cotovelo. A Figura 3.3 exemplifica tal anatomia. Na extremidade do último elo, antebraço, podem ser conectadas juntas que fariam as vezes do pulso ou punho, o que significa novos graus de liberdade para orientação do órgão terminal. O órgão terminal é a ferramenta conectada ao punho, podendo ser uma garra, maçarico ou furadeira, por exemplo. Esse ferramental deve ser projetado segundo sua aplicação (GROOVER et al., 1989). A posição das juntas rotativas é mensurada por meio de ângulos, denominados como variáveis de junta.

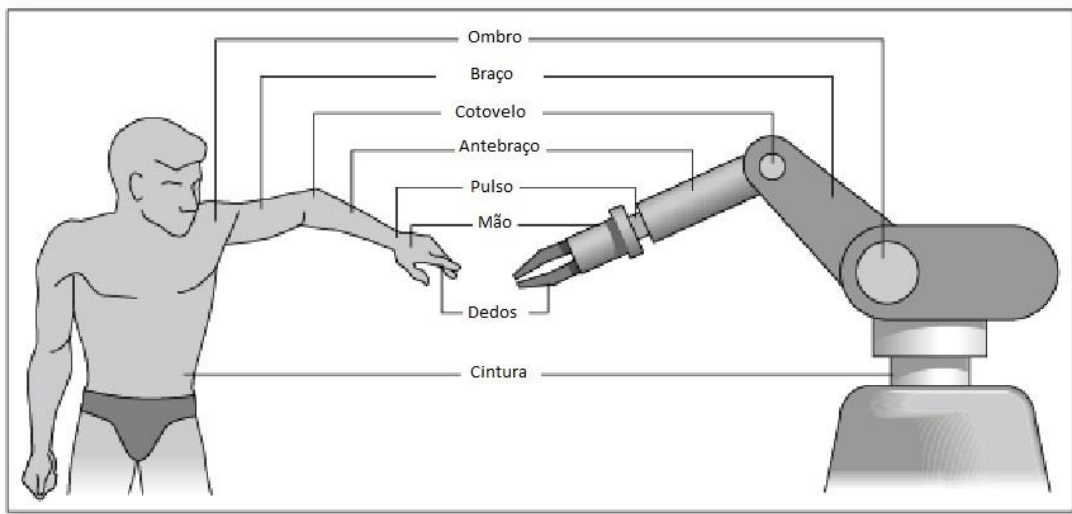


Figura 3.3 - Anatomia do robô articulado.

Esta configuração de manipulador apresenta grande versatilidade na execução de movimentos em um espaço compacto, comparativamente às outras configurações. As juntas e elos são numerados sequencialmente a partir de sua base até seu elemento mais extremo.

Quanto ao órgão terminal definido para a aplicação de atracção trata-se, em específico, de uma garra. Diversos são os métodos para captar um objeto, além dos meios mecânicos nos quais a alça ou peça são retidos entre dois ou mais dedos. Métodos adicionais para captura incluem o uso de ventosas de sucção, ímãs, ganchos e associação de elementos de concavidade oposta. Não é mérito deste trabalho investigar as implicações recorrentes do uso dos diversos modelos de garra, bastando para nosso entendimento, tão somente, a definição de uma garra como órgão terminal associado ao punho do robô.

As juntas são basicamente servomecanismos dotados de acionadores providos de capacidade sensorial e instruídos por um sistema de controle. De modo geral, as juntas retratadas neste trabalho não representam uma junta específica existente. Trata-se, porém, de um modelo genérico e programável, ou seja, pode ser caracterizada, com a devida programação, como um modelo de qualquer junta.

Existem três tipos de juntas rotativas: as rotacionais, nas quais o eixo de rotação é perpendicular aos elos, por vezes chamados de *links*; as torcionais, onde o eixo de rotação é paralelo aos elos; as revolventes, onde um elo encontra-se perpendicular em relação ao outro de modo que o eixo de rotação da junta fica paralelo a um dos elos e perpendicular ao outro, ou seja, um elo gira em torno do outro. Esta junta revolvente não foi usada no modelo.

3.1.1. Conceitos importantes

O volume de trabalho é definido como sendo o espaço dentro do qual o robô pode manipular a extremidade de seu punho (GROOVER et al., 1989).

Para determinação do volume de trabalho do robô, desconsidera-se o tamanho do órgão terminal. São relevantes características físicas, como a configuração do robô, ou seja, sua anatomia; os tamanhos dos componentes do braço, corpo, antebraço e punho; os limites dos movimentos das juntas do robô. Esta região do volume de trabalho é também conhecida como envelope de trabalho.

A Figura 3.4 apresenta, de maneira gráfica, diferentes formas de representação do volume de trabalho. A Figura 3.5 apresenta um exemplo de como catálogos de fabricantes normalmente ilustram os volumes de trabalho, por diagramas.

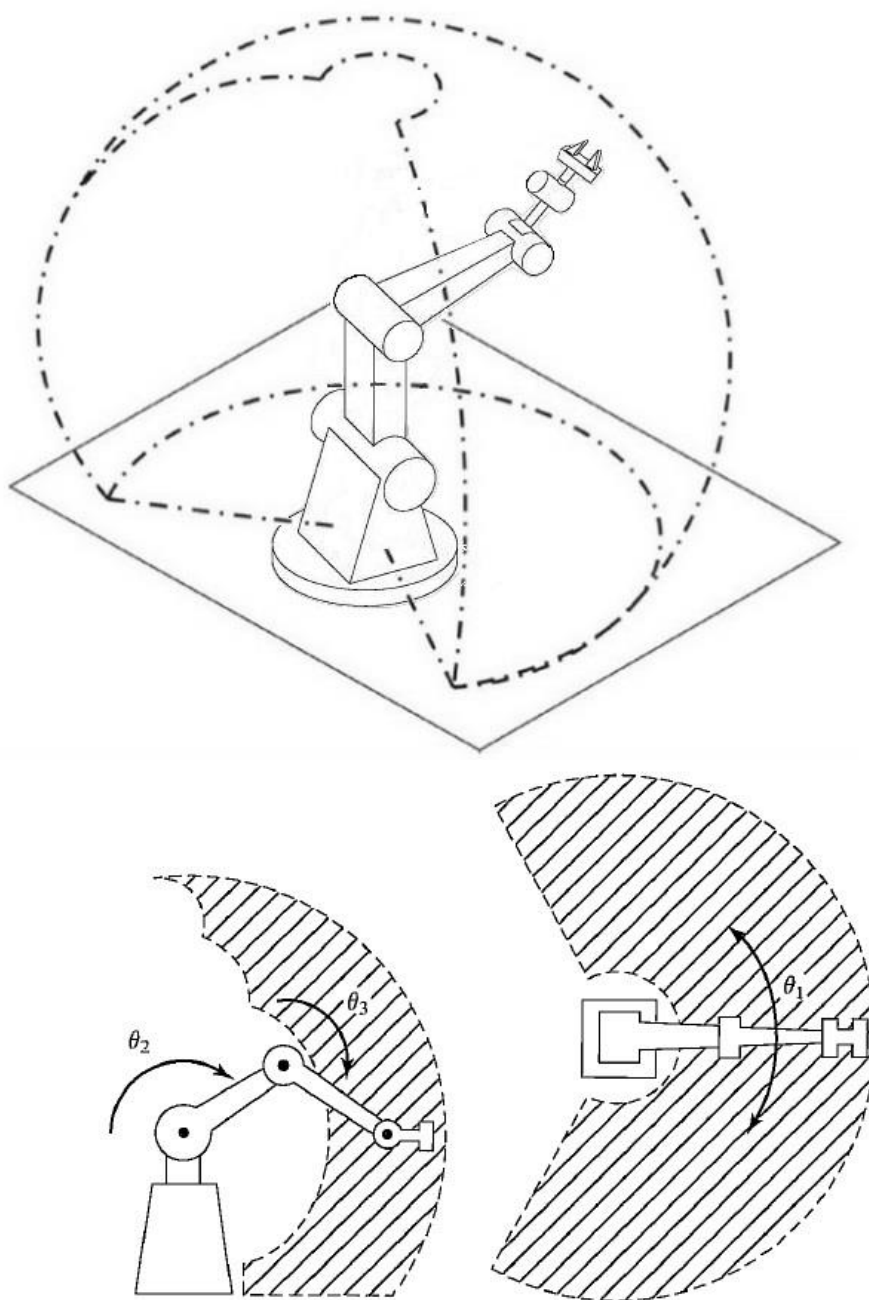
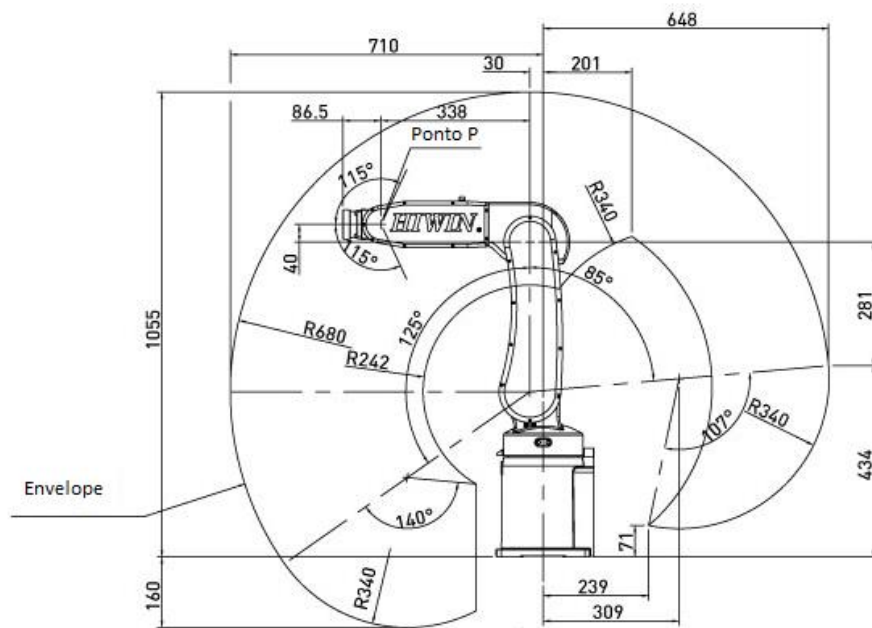
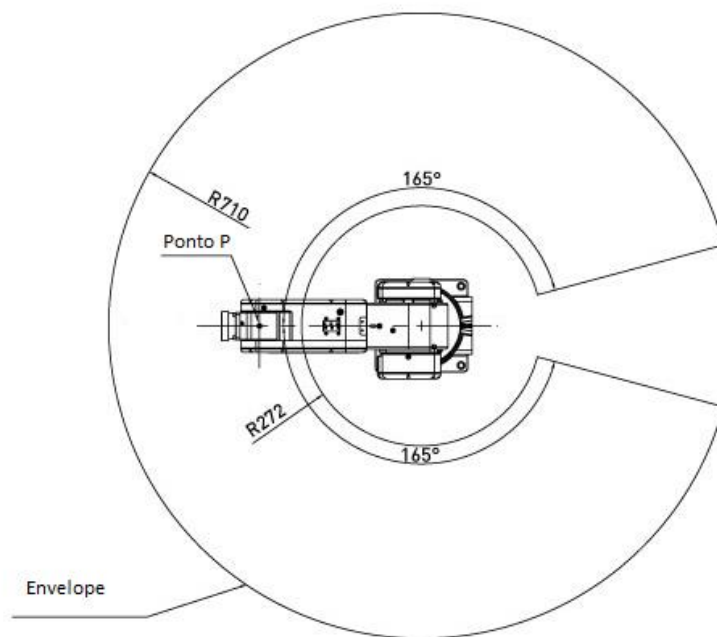


Figura 3.4 - Volume de trabalho do braço robótico revoluto.

Fonte: Adaptado de Craig (2005).



Vista Lateral



Vista Superior

obs.: Medidas em mm

Figura 3.5 - Volume de trabalho típico de catálogos.

Fonte: HIWIN (2015).

O manipulador desenvolvido para a simulação que será descrita à frente não tem restrições impostas aos movimentos como limites para as variáveis de junta, evidentemente estas poderiam ser implementadas, porém optou-se por um modelo livre de restrições, sendo suficiente o conhecimento do comprimento dos elos para uma determinação simplista do volume de trabalho, por meio da Equação 3.1 (volume de uma esfera com raio igual à soma do comprimento dos elos a_2 e a_3 , vide Figura 3.9).

$$V = \frac{4}{3} \pi (a_2 + a_3)^3 \quad (3.1)$$

Três características são levadas em consideração para definição da precisão de movimento de mecanismos robóticos: resolução espacial; repetibilidade e precisão. Consideramos que as definições aplicam-se a extremidade do punho do robô.

A resolução espacial é o menor incremento de movimento em que o robô pode dividir seu volume de trabalho e depende basicamente de dois fatores: resolução do sistema de controle e inexatidões mecânicas do robô. A precisão relaciona-se com a resolução espacial, pois depende dos incrementos que as juntas podem realizar para se movimentar e atingir um ponto determinado.

A repetibilidade está relacionada com a capacidade do braço robótico de posicionar repetidamente seu punho num ponto desejado chamado ponto meta.

A precisão refere-se à capacidade de um braço posicionar o seu punho em um ponto meta, ponto ao qual se almeja levar o órgão terminal do manipulador, dentro do volume de trabalho. Traduz a diferença entre uma posição desejada e a realmente atingida.

As imprecisões mecânicas, tais como folgas nas engrenagens, tensões nas polias e histereses mecânicas e magnéticas afetam a capacidade de alcançar o ponto meta. O braço não para exatamente no ponto endereçado, mas apresenta um erro. Medindo-se o erro em várias situações, percebe-se que ele possui

distribuição normal, gaussiana. Na pior situação, o ponto meta encontra-se exatamente no meio de dois pontos endereçáveis (Figura 3.6), por consequência definimos a precisão do robô como metade de sua resolução espacial (GROOVER et al., 1989).

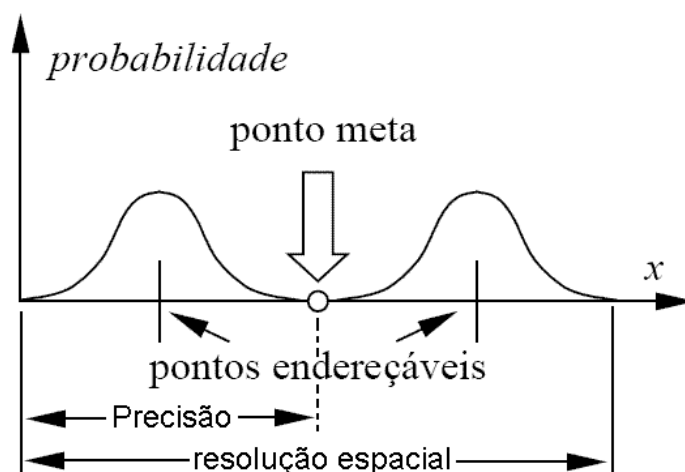


Figura 3.6 - Precisão em relação à posição do ponto meta.

Fonte: Adaptado de (GROOVER et al., 1989).

A Figura 3.7 exemplifica como repetibilidade e precisão se relacionam. São apresentados exemplos nos quais podemos comparar a qualidade da repetibilidade e da precisão. Percebe-se que o caso desejável é o de melhor precisão combinada com a melhor repetibilidade, garantindo o alcance do ponto meta de maneira mais segura.

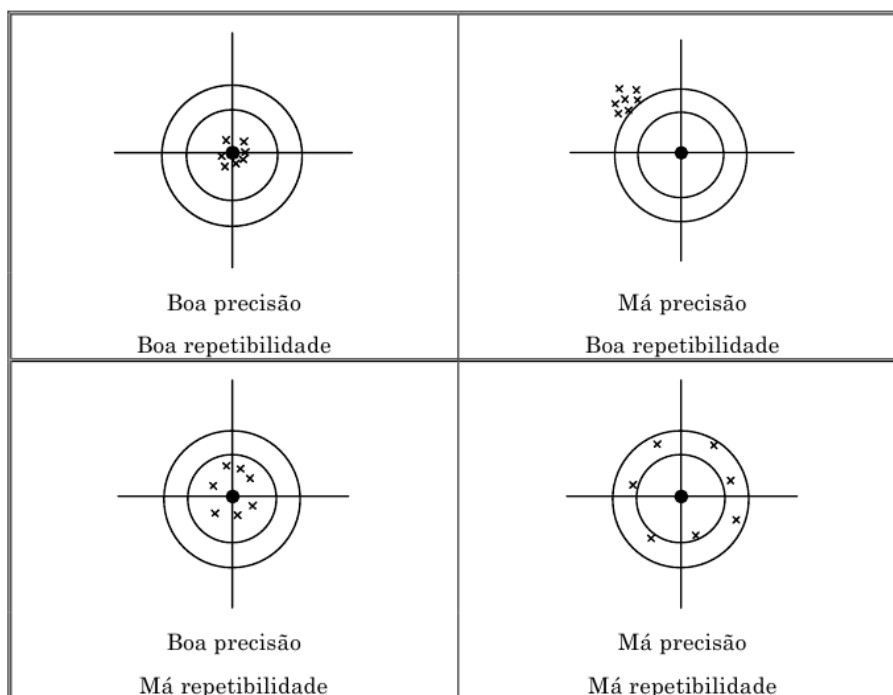


Figura 3.7 - Ilustração da precisão e repetibilidade.

3.1.2. Cinemática

A cinemática aplicada à robótica trata do estudo dos movimentos dos robôs sem considerar as causas que lhes dão origem. Por sua vez, a dinâmica é o estudo do movimento levando-se em conta as forças e torques que os causam.

Silva (2001) discorre sobre a complexidade da dinâmica de robôs, uma vez operando em ambiente hostil, como é o caso de aplicações espaciais, esta complexidade aumenta sensivelmente. Sob tais condições operacionais, a dinâmica será afetada pelas variações de temperatura, baixa gravidade, degradação de materiais, etc.

Quanto aos movimentos realizados pelos manipuladores, é necessário desenvolver técnicas para representar a posição de determinado ponto do braço no tempo. Esta representação depende da posição das juntas e dos elos, considerando a base do robô como ponto de referência.

A posição do órgão terminal de um manipulador depende, a cada instante, dos valores dos deslocamentos angulares das juntas rotativas, ou seja, se for possível conhecer a posição de cada junta, pode-se inferir a posição do órgão terminal e, inversamente, uma vez conhecida a posição desejada para a extremidade do robô pode-se calcular qual deve ser a configuração das juntas para atingir tal posição. As posições das juntas são relevantes ao sistema de controle do braço mecânico, que, normalmente, as utiliza para traduzir comandos com posicionamento no espaço.

Logo, observa-se que é possível calcular a posição cartesiana no espaço, ou orientação dos elementos que compõem o manipulador, com base no conhecimento dos ângulos das juntas. Este equacionamento é conhecido como cinemática direta. O cálculo das posições angulares das juntas a partir da posição no espaço, com atenção especial dada ao órgão terminal, consiste, portanto, na cinemática inversa.

A Figura 3.8 ilustra o processo de conversão de coordenadas.

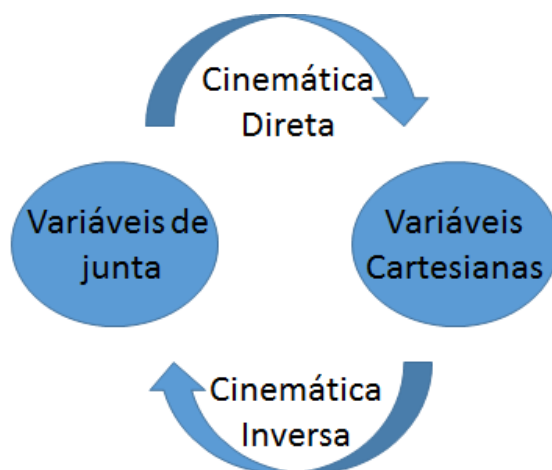


Figura 3.8 - Transformações entre variáveis de junta e cartesianas.

O cálculo da cinemática, tanto direta quanto inversa, requer o conhecimento do comprimento dos elos com precisão adequada, bem como os ângulos de torção e rotação, além do deslocamento entre juntas. Este conjunto de 4 variáveis compreende os chamados parâmetros de Denavit-Hartenberg. Em outras

palavras, necessitamos definir tais parâmetros em nosso modelo computacional, e, para tanto, a chamada notação de Denavit-Hartenberg permite obter o conjunto de equações que descreve a cinemática de uma junta com relação à junta seguinte. Para assimilação e exemplificação do uso desta notação é recomendada a consulta em Craig (2005). Assim, podemos ter uma visão matematizada da estrutura do robô para inserirmos no algoritmo.

À cada junta, de acordo com a formulação adotada, é fixado um sistema de referência. Adiante veremos que, também, fixamos sistemas de referência úteis à formulação aos centros de massa dos elos. O braço robótico adotado é um braço revoluto *TRR* (Torcional - Rotacional - Rotacional, como segue na Figura 3.9) do qual obtivemos as equações para solução da cinemática inversa, ou seja, dada a posição desejada para o órgão terminal encontramos os ângulos das juntas capazes de levar a extremidade do robô a tal posição.

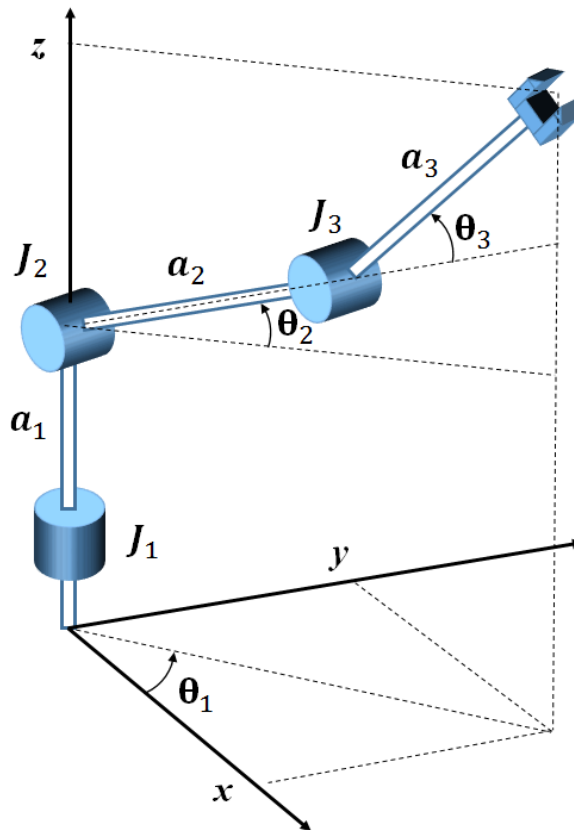


Figura 3.9 - Braço revoluto TRR em movimento no espaço.

Deste modo, podemos, utilizando relações trigonométricas, encontrar as equações para os ângulos das juntas, sendo a junta 1 definida pela Equação 3.2, junta 2 pela Equação 3.3 e junta 3 pela Equação 3.4.

$$\theta_1 = \arctan \frac{y}{x} \quad (3.2)$$

$$\theta_2 = \arctan \left[\frac{(z - a_1)(a_2 + a_3 \cos \theta_3) - \sqrt{x^2 + y^2} a_3 \sin \theta_3}{\sqrt{x^2 + y^2} (a_2 + a_3 \cos \theta_3) + (z - a_1) a_3 \sin \theta_3} \right] \quad (3.3)$$

$$\theta_3 = \arccos \left(\frac{x^2 + y^2 + (z - a_1)^2 - a_2^2 - a_3^2}{2a_2 a_3} \right) \quad (3.4)$$

A resolução dos ângulos nas juntas trará resultados importantes para a execução do algoritmo, uma vez que estes ângulos serão as referências a serem atingidas pelas variáveis de junta, para alcance do ponto meta. Em contrapartida, a Equação 3.5, a Equação 3.6 e a Equação 3.7 descrevem, em conjunto, a cinemática direta do manipulador.

$$x = [a_2 \cos \theta_2 + a_3 \cos(\theta_2 + \theta_3)] \cos \theta_1 \quad (3.5)$$

$$y = [a_2 \cos \theta_2 + a_3 \cos(\theta_2 + \theta_3)] \sin \theta_1 \quad (3.6)$$

$$z = a_1 + a_2 \sin \theta_2 + a_3 \sin(\theta_2 + \theta_3) \quad (3.7)$$

3.1.3. Propagação de variáveis

A dinâmica do robô refere-se à análise dos torques e forças devido às acelerações angulares e lineares. Cada junta reage aos torques das outras juntas, neste caso, nos interessa saber como os torques, decorrentes de movimentos executados, são assimilados pela base, que, para o caso estudado, é o satélite.

Descrições da formulação apresentada a seguir podem ser encontradas em Craig (2005) e Ellery (2000). Contudo, manter-se-á uma nomenclatura de variáveis semelhante à de Craig (2005). O índice superior de uma variável representa o sistema de referência no qual o vetor é medido, enquanto o índice inferior se presta à enumeração das juntas e, por consequência, dos elos.

Com respeito aos movimentos dos elos, sempre usaremos um sistema, ou *frame*, adequadamente escolhido como referência. A cada instante, os elos do robô possuem uma velocidade linear e angular.

Vetores de velocidade de um elo i são descritos em relação ao sistema de referência $\{i\}$. Para calcular a velocidade em cada elo, deve-se saber que um manipulador é uma cadeia de elos, cada um capaz de se mover em relação aos seus vizinhos.

A velocidade angular do elo $i+1$ será a do elo i mais uma nova parcela decorrente da velocidade angular na junta $i+1$. Assim sendo, a propagação da velocidade angular pode ser obtida com a Equação 3.8 e a Equação 3.9. Onde \hat{Z} é o versor do eixo Z.

$${}^i\vec{\omega}_{i+1} = {}^i\vec{\omega}_i + {}_{i+1}^i\mathbf{R}\dot{\theta}_{i+1} {}^{i+1}\hat{Z}_{i+1} \quad (3.8)$$

$$\dot{\theta}_{i+1} {}^{i+1}\hat{Z}_{i+1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta}_{i+1} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

A velocidade angular no sistema de referência $\{i+1\}$ é dada pela Equação 3.10.

$${}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} = {}_{i+1}^i\mathbf{R} {}^i\vec{\omega}_i + \dot{\theta}_{i+1} {}^{i+1}\hat{Z}_{i+1} \quad (3.10)$$

Utilizamos, nas equações apresentadas, as chamadas matrizes de rotação. A rotação entre sistemas de juntas sucessivas é dada pela Equação 3.11 (junta $i+1$ para i) e pela Equação 3.12 (junta i para $i+1$).

$${}^i_{i+1}\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{i+1} & -\sin \theta_{i+1} & 0 \\ \sin \theta_{i+1} & \cos \theta_{i+1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$${}^{i+1}_i\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{i+1} & \sin \theta_{i+1} & 0 \\ -\sin \theta_{i+1} & \cos \theta_{i+1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Analogamente, as equações da propagação da velocidade linear são dadas por:

$${}^i\vec{v}_{i+1} = {}^i\vec{v}_i + {}^i\vec{\omega}_i \times {}^i\vec{P}_{i+1} \quad (3.13)$$

$${}^{i+1}\vec{v}_{i+1} = {}^{i+1}_i\mathbf{R}({}^i\vec{v}_i + {}^i\vec{\omega}_i \times {}^i\vec{P}_{i+1}) \quad (3.14)$$

Onde ${}^i\vec{P}_{i+1}$ representa o vetor distância entre sistemas de referência vizinhos. A Figura 3.10 mostra as velocidades angulares e lineares, localizadas em seus respectivos sistemas de referência.

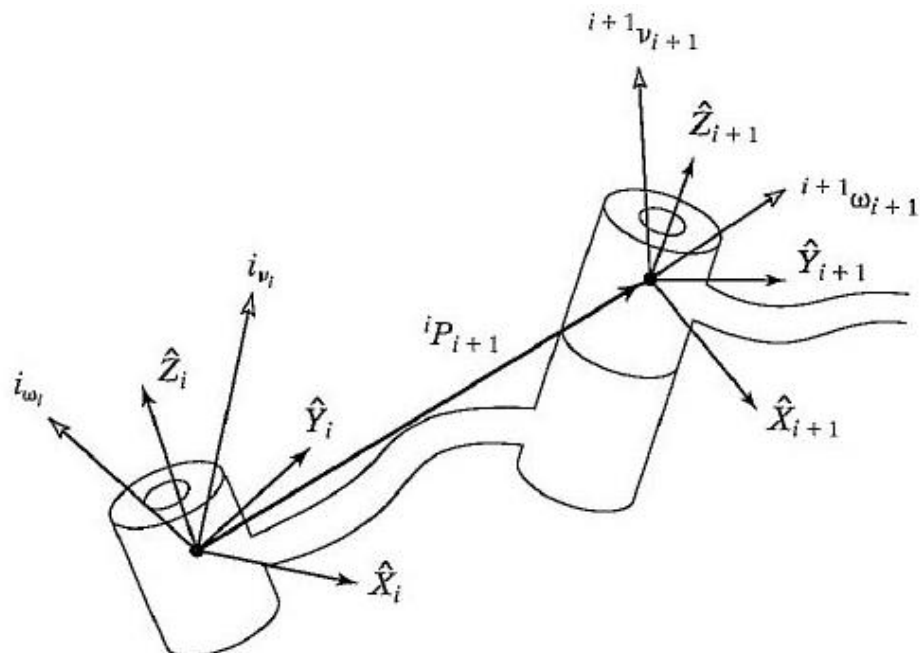


Figura 3.10 - Vetores velocidade de elos vizinhos.

Fonte: Craig (2005).

Pela derivada temporal das equações de propagação da velocidade, obtemos as equações de propagação das acelerações angulares e lineares respectivamente.

$${}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} = {}^{i+1}\mathbf{R}^i \vec{\omega}_i + {}^{i+1}\mathbf{R}^i \vec{\omega}_i \times \dot{\theta}_{i+1} \widehat{\mathbf{Z}}_{i+1} + \ddot{\theta}_{i+1} \widehat{\mathbf{Z}}_{i+1} \quad (3.15)$$

$${}^{i+1}\vec{v}_{i+1} = {}^{i+1}\mathbf{R}^i [{}^i\vec{\omega}_i \times {}^i\vec{P}_{i+1} + {}^i\vec{\omega}_i \times ({}^i\vec{\omega}_i \times {}^i\vec{P}_{i+1}) + {}^i\vec{v}_i] \quad (3.16)$$

Todas essas equações serão importantes para a formulação aplicada, assim como a Equação 3.17 que apresenta a aceleração linear do centro de massa de cada elo em seu próprio sistema.

$${}^i\vec{v}_{C_i} = {}^i\vec{\omega}_i \times {}^i\vec{P}_{C_i} + {}^i\vec{\omega}_i \times ({}^i\vec{\omega}_i \times {}^i\vec{P}_{C_i}) + {}^i\vec{v}_i \quad (3.17)$$

Observação: a rigor, matrizes e vetores exigem tratamentos distintos, porém neste trabalho, para beneficiar o entendimento geral, os vetores são considerados como matrizes coluna de seus componentes.

3.1.4. Distribuição de massa

Em um sistema que pode se deslocar em três dimensões, com possibilidades de rotação levando-o a infinitas orientações, é necessário que haja uma maneira de caracterizar a distribuição de massa no corpo rígido.

O tensor de inércia é a generalização do momento de inércia de um objeto no espaço. O tensor de inércia relativo ao sistema de referência $\{A\}$ é expresso na Equação 3.18 (CRAIG, 2005).

$${}^A\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Onde os elementos são dados por:

$$I_{xx} = \iiint_V (y^2 + z^2) \rho dv \quad (3.19)$$

$$I_{yy} = \iiint_V (x^2 + z^2) \rho dv \quad (3.20)$$

$$I_{zz} = \iiint_V (x^2 + y^2) \rho dv \quad (3.21)$$

$$I_{xy} = \iiint_V xy \rho dv \quad (3.22)$$

$$I_{xz} = \iiint_V xz \rho dv \quad (3.23)$$

$$I_{yz} = \iiint_V yz \rho dv \quad (3.24)$$

Sendo ρ a densidade volumétrica do objeto. Às vezes é necessário calcular o tensor de inércia em relação ao centro de massa. A representação matricial do vetor de localização do centro de massa é:

$$\mathbf{P}_c = [x_c, y_c, z_c]^T \quad (3.25)$$

Dado que $\{C\}$ é o sistema do centro de massa do corpo e $\{A\}$ um sistema qualquer, temos pela aplicação do teorema de Steiner dos eixos paralelos (CRAIG, 2005):

$${}^A\mathbf{I} = {}^C\mathbf{I} + m[\mathbf{P}_c^T \mathbf{P}_c \mathbf{I}_3 - \mathbf{P}_c \mathbf{P}_c^T] \quad (3.26)$$

Sendo \mathbf{I}_3 a matriz identidade de dimensão 3 por 3.

Será útil conhecermos o tensor de inércia relativo ao centro de massa de um paralelepípedo, pois este será o formato padrão dos elos do manipulador:

$${}^c\mathbf{I} = \begin{bmatrix} \frac{m}{12}(h^2 + l^2) & 0 & 0 \\ 0 & \frac{m}{12}(w^2 + h^2) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{m}{12}(l^2 + w^2) \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

A Figura 3.11 ilustra o objeto que serve de referência aos cálculos.

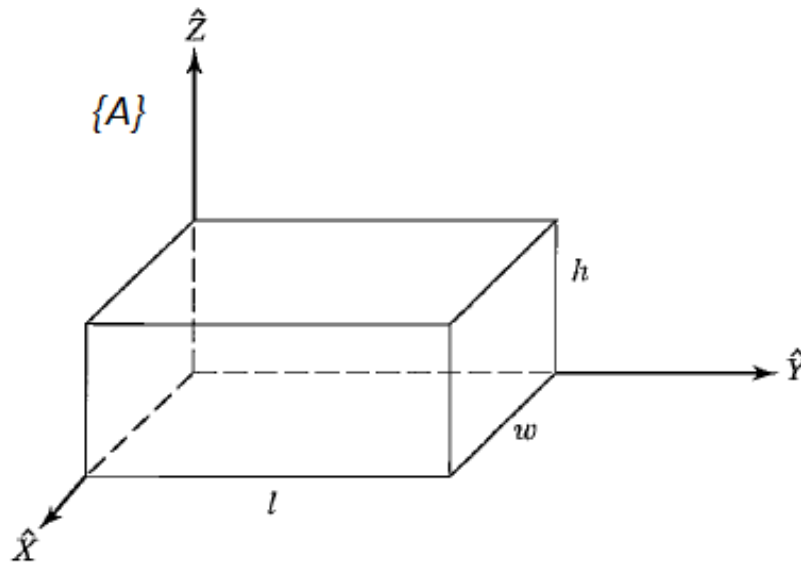


Figura 3.11 - Corpo de densidade uniforme.

Fonte: Craig (2005).

O tensor de inércia é, também, chamado matriz de inércia. Os elementos da diagonal principal são os momentos de inércia dos eixos coordenados e os elementos fora da diagonal principal são conhecidos por produtos de inércia.

3.1.5. Algoritmo iterativo de Newton-Euler

Se um corpo rígido possui alguma aceleração em seu centro de massa, ela deve ser causada por uma força tal que:

$$\vec{F}_i = m\vec{v}_{C_i} \quad (3.28)$$

Se este corpo estiver em rotação, com velocidade e aceleração angulares, então existe um torque que age sobre o corpo para causar a variação do movimento.

$$\vec{N}_i = {}^C_i \mathbf{I} \dot{\vec{\omega}}_i + \vec{\omega}_i \times {}^C_i \mathbf{I} \vec{\omega}_i \quad (3.29)$$

Onde $\{C\}$ tem origem no centro de massa do elo investigado e tem a mesma orientação do sistema de referência $\{i\}$. Utiliza-se o algoritmo iterativo de Newton-Euler para computar os torques correspondentes a qualquer ponto da trajetória do manipulador em movimento. O algoritmo funciona em dois estágios: *Outward*, propagação das velocidades e acelerações, cálculo das forças e dos torques que atuam no centro de massa de cada elo, do primeiro sistema fixado ao último; *Inward*, cálculo das forças e dos torques exercidos pelas juntas, a partir do órgão terminal à base do manipulador, ou seja, do último ao primeiro sistema de referência fixado (CRAIG, 2005; ELLERY, 2000). A seguir, são apresentadas as equações da formulação. Iterações *Outward*:

$${}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} = {}^{i+1}\mathbf{R}_i {}^i\vec{\omega}_i + \dot{\theta}_{i+1} {}^{i+1}\hat{Z}_{i+1} \quad (3.30)$$

$${}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} = {}^{i+1}\mathbf{R}_i {}^i\vec{\omega}_i + {}^{i+1}\mathbf{R}_i {}^i\vec{\omega}_i \times \dot{\theta}_{i+1} {}^{i+1}\hat{Z}_{i+1} + \ddot{\theta}_i {}^{i+1}\hat{Z}_{i+1} \quad (3.31)$$

$${}^{i+1}\vec{v}_{i+1} = {}^{i+1}\mathbf{R}_i ({}^i\vec{\omega}_i \times {}^i\vec{P}_{i+1} + {}^i\vec{\omega}_i \times ({}^i\vec{\omega}_i \times {}^i\vec{P}_{i+1}) + {}^i\vec{v}_i) \quad (3.32)$$

$${}^{i+1}\vec{v}_{C_{i+1}} = {}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} \times {}^{i+1}\vec{P}_{C_{i+1}} + {}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} \times ({}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} \times {}^{i+1}\vec{P}_{C_{i+1}}) + {}^{i+1}\vec{v}_{i+1} \quad (3.33)$$

$${}^{i+1}\vec{F}_{i+1} = m_{i+1} {}^{i+1}\vec{v}_{C_{i+1}} \quad (3.34)$$

$${}^{i+1}\vec{N}_{i+1} = {}^{C_{i+1}}I_{i+1} {}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} + {}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} \times {}^{C_{i+1}}I_{i+1} {}^{i+1}\vec{\omega}_{i+1} \quad (3.35)$$

E as equações da fase seguinte, iterações *Inward*:

$${}^i\vec{f}_i = {}^i\mathbf{R}_{i+1} {}^{i+1}\vec{f}_{i+1} + {}^i\vec{F}_i \quad (3.36)$$

$${}^i\vec{n}_i = {}^i\vec{N}_i + {}^i\mathbf{R}_{i+1} {}^{i+1}\vec{n}_{i+1} + {}^i\vec{P}_{C_i} \times {}^i\vec{F}_i + {}^i\vec{P}_{i+1} \times {}^i\mathbf{R}_{i+1} {}^{i+1}\vec{f}_{i+1} \quad (3.37)$$

Em Ellery (2000) é dedicada atenção especial a trabalhos que refletiram a superioridade computacional da formulação Newton-Euler, comparativamente às outras formulações, como a Lagrangiana. A Figura 3.12 mostra os sistemas de referência fixados no centro de massa de cada elo (acima) e os sistemas de referência fixados em duas juntas sucessivas (abaixo).

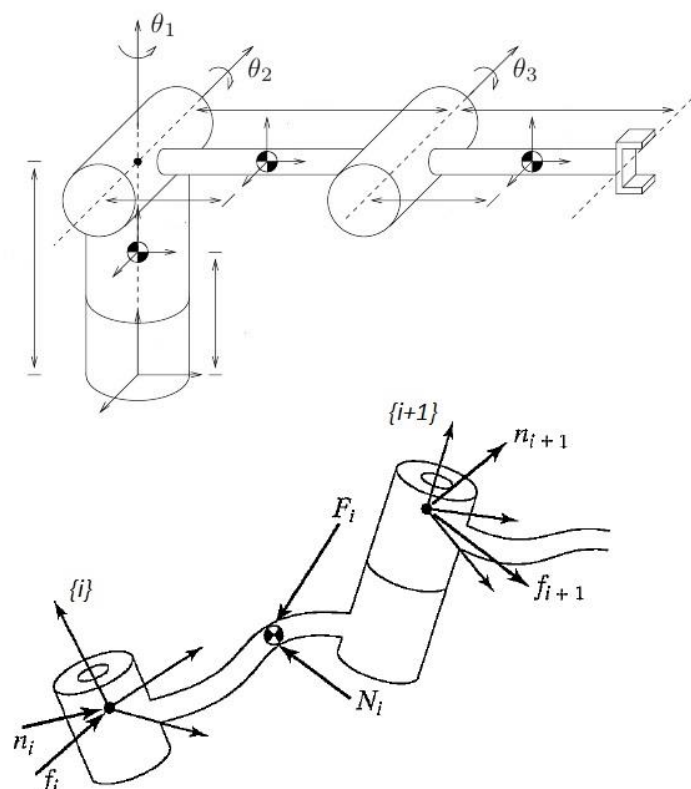


Figura 3.12 - Sistemas fixados no manipulador.

Fonte: Adaptado de Craig (2005).

3.1.6. Sobre o filtro de Kalman

Para se obter a precisão com que o manipulador executa seus movimentos, é proposto o uso do algoritmo do filtro de Kalman, abordagem iterativa com perspectiva de uso embarcado.

O filtro de Kalman foi desenvolvido por Rudolf Emil Kalman e descreve uma solução recursiva para o problema da filtragem de dados discretos. É usado na

instrumentação, na astronomia, na economia e na reconstrução de sinais degradados por ruído. O filtro de Kalman é um algoritmo para o cálculo de estimativa de estados instantâneos de um sistema dinâmico perturbado por ruído branco utilizando medidas relacionadas aos estados que, no geral, também estão corrompidas por ruído branco.

A precisão varia dentro do volume de trabalho, é tão melhor quanto maior for a proximidade de sua base, tendendo a piorar quando o braço está no extremo de seu volume de trabalho (GROOVER et al., 1989). Também podem influenciar na precisão, as cargas aplicadas ao órgão terminal, pois causam deflexão dos elos mecânicos. Considerando e aproximando a precisão de comportamento exponencial dentro do volume de trabalho, obtemos a equação da dinâmica que segue, Equação 3.38.

$$\dot{x} = x + \omega \quad (3.38)$$

$$y_k = 2x_k + v_k \quad (3.39)$$

O sistema dinâmico apresentado aqui tem por objetivo estimar a precisão (x) do movimento do manipulador robótico, uma vez que a resolução espacial (y) possa ser medida.

Com informações dadas *a priori*, ω é o ruído dinâmico contínuo e v_k é o vetor de ruídos brancos discretos (Equação 3.41 e Equação 3.42), e a covariância é dada pela equação de Riccati contínua, Equação 3.40 (KUGA, 2005).

$$\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{F}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{F}^T + \mathbf{G}\mathbf{Q}\mathbf{G}^T \quad (3.40)$$

$$\omega = N(0, \mathbf{Q}) \quad (3.41)$$

$$v_k = N(0, \mathbf{R}_k) \quad (3.42)$$

Considerou-se, como fica evidente pela Equação 3.41 e Equação 3.42, que os ruídos têm distribuição normal com média zero.

A barra superior indica que a variável é obtida na fase de propagação, \mathbf{Q} é a covariância do processo branco e \mathbf{R}_k é a matriz da covariância dos erros de observações. Da dinâmica do estado obtém-se \mathbf{F} e \mathbf{G} , como visto na Equação 3.43.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}\mathbf{x} + \mathbf{G}\omega \quad (3.43)$$

Onde \mathbf{F} é a matriz que relaciona o estado e sua derivada linearmente e \mathbf{G} é uma matriz de adição do ruído dinâmico. Propagando o estado e a covariância, a partir das Equações 3.38 e 3.40 respectivamente, com auxílio da Equação 3.43, observa-se, na Equação 3.44 e na Equação 3.45, o aparecimento de duas constantes de integração que devem ser recalculadas a cada passo:

$$\bar{x} = C_1 e^{\Delta t} \quad (3.44)$$

$$\bar{P} = C_2 e^{2\Delta t} - \frac{Q}{2} \quad (3.45)$$

A expressão das medidas é apresentada na Equação 3.46, temos:

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (3.46)$$

A matriz \mathbf{H} modela como as observações se relacionam ao estado. A fase de atualização (variáveis apresentadas com circunflexo) do algoritmo é realizada utilizando-se das Equações 3.47, 3.48 e 3.49. Onde \mathbf{K}_k é o ganho de Kalman para o instante k , $\hat{\mathbf{P}}_k$ e $\hat{\mathbf{x}}_k$ são a covariância e a precisão (estado) estimadas pelo filtro (KUGA, 2005).

$$\mathbf{K}_k = \bar{\mathbf{P}}_k \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \bar{\mathbf{P}}_k \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \quad (3.47)$$

$$\hat{\mathbf{P}}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \bar{\mathbf{P}}_k \quad (3.48)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \bar{\mathbf{x}}_k + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \mathbf{H}_k \bar{\mathbf{x}}_k) \quad (3.49)$$

O algoritmo de Kalman pode ser sintetizado na Figura 3.13. Resume-se basicamente a propagar o estado e a covariância e então atualizá-las na iteração seguinte.

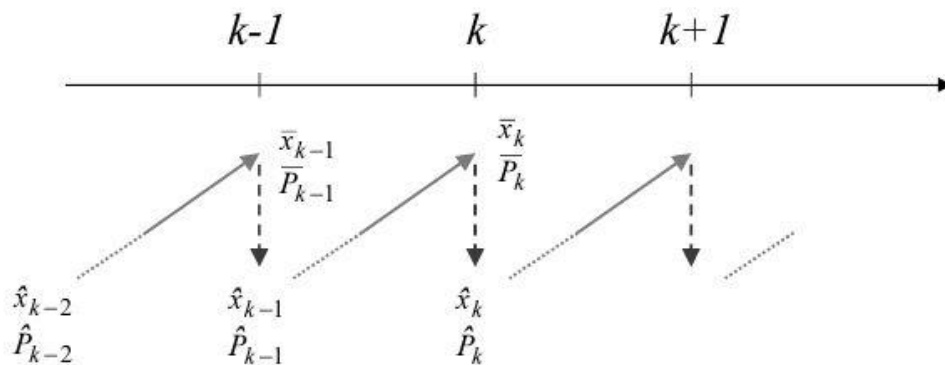


Figura 3.13 - Diagrama temporal do filtro

Fonte: Kuga (2005).

Na simulação, cujos resultados serão apresentados, as medidas dos módulos incrementais de posição consistem das resoluções espaciais que servem à estimação das precisões em cada período de tempo discretizado.

Nas simulações, serão apresentadas duas dinâmicas distintas, uma do movimento de avanço, ou extensão do manipulador, e outra do movimento de recuo, ou flexão do manipulador. A Equação 3.38 corresponde à dinâmica de avanço.

É definido um critério para a seleção da dinâmica adequada, avanço ou recuo, adotada nos cálculos da fase de propagação do filtro de Kalman. A equação da dinâmica é trocada quando o valor atual da medida, no instante k , excede um limiar estabelecido pelo valor da última medida, instante $k-1$, acrescido ou decrementado, convenientemente, do desvio padrão associado às medidas.

Que o movimento de flexão das juntas, diminuição do ângulo entre os elos, tratado neste trabalho não seja confundido com a flexão (deformação ou dobra) dos elos.

3.2. Sobre o modelo do satélite

Necessitamos de um modelo do comportamento do satélite, a exemplo de como foi feito com o braço robótico. A atitude do satélite pode ser obtida a cada passo da simulação definida no SAS (*Satellite Attitude Simulator*) desenvolvido por Rocco (2008) e Rocco et al. (2011).

3.2.1. Simulador de atitude

O SAS é um simulador complexo que pode simular diversas manobras e oferece a possibilidade de considerar inúmeras perturbações. O simulador leva em conta várias características construtivas e de operação dos subsistemas que compõem o veículo, tornando-o tão realista quanto possível.

Na configuração do sistema de controle do simulador, Figura 3.14, a atitude de referência é comparada continuamente com a posição angular atual do veículo espacial. Um sinal de erro é gerado por meio da diferença entre os estados atual e de referência. O sinal de erro é então enviado a um controlador PID (Proporcional-Integral-Derivativo) cuja lei de controle é definida pela Equação 3.50, onde $er(t)$ é o sinal de erro.

$$c(t) = K_p er(t) + K_I \int er(t) dt + K_D \frac{d}{dt} er(t) \quad (3.50)$$

Os ganhos K_p , K_I , K_D são chamados ganho proporcional, ganho integral e ganho derivativo, respectivamente. Cabe ao projetista do sistema de controle ajustar tais ganhos para atender às especificações de desempenho que serão apresentadas a seguir.

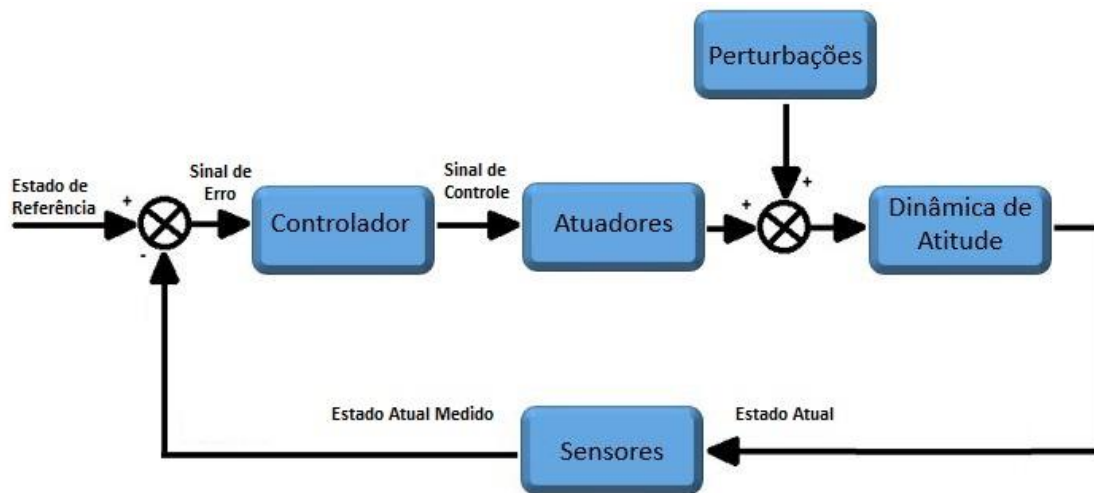


Figura 3.14 - Configuração de controle.

A análise de sistemas aeroespaciais e robôs normalmente requerem modelos matemáticos precisos, os quais são utilizados pelo controle. O objetivo do sistema de controle, dada a dinâmica do sistema, é manter uma posição pré-determinada, mesmo sob o efeito de perturbações externas ou seguir uma referência. Para projetar um sistema de controle com alto desempenho é essencial que o modelo matemático seja fiel à realidade, tanto quanto possível.

A resposta temporal de um sistema de controle é constituída de duas partes: a resposta transitória e a resposta estacionária. Os seguintes indicadores são utilizados na especificação das características de desempenho de um sistema de controle, conforme descrito em Ogata (2003):

Tempo de atraso, t_d : tempo necessário para a resposta alcançar metade de seu valor final pela primeira vez;

Tempo de subida, t_r : tempo necessário para a resposta passar de 0% a 100% do seu valor final;

Tempo de pico, t_p : tempo necessário para que a resposta atinja o primeiro pico de sobressinal;

Máximo sobressinal, M_p : valor máximo de pico da curva de resposta. É usual utilizar esse parâmetro em porcentagem;

Tempo de acomodação, t_s : tempo necessário para a curva de resposta alcançar valores em uma faixa (usualmente de 2% ou 5%) em torno do valor final, e permanecer nesta por tempo indefinido.

As especificações no domínio do tempo dadas acima são mostradas graficamente na Figura 3.15. O objetivo de um controlador automático é comparar o valor atual do estado com o valor de referência, determinar o desvio e produzir um sinal de controle que vai reduzir ou eliminar essa discrepância.

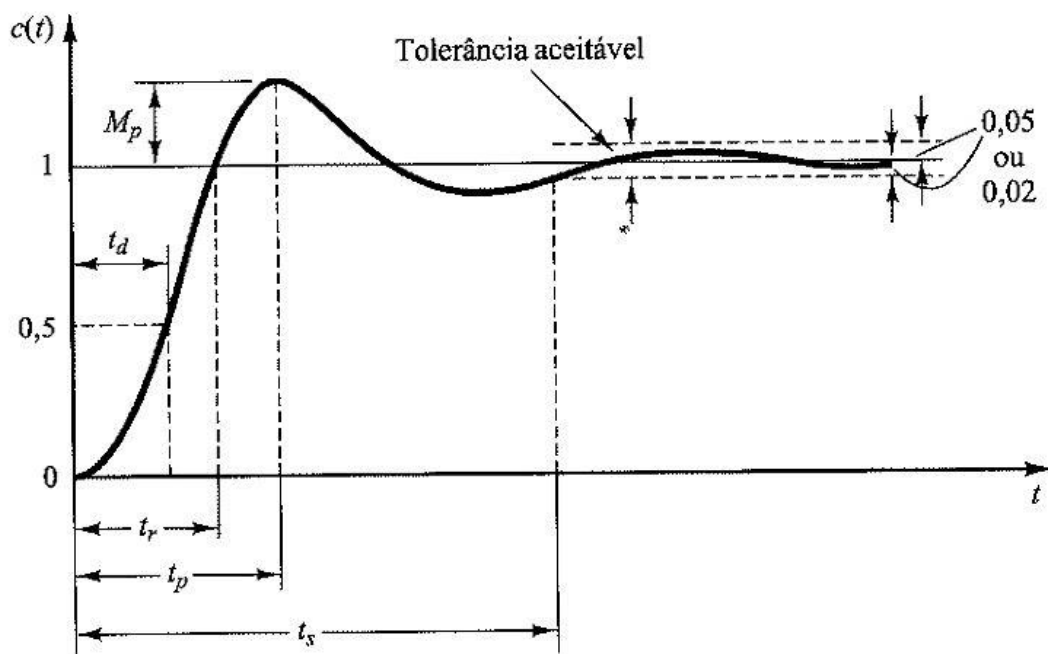


Figura 3.15 - Curva de resposta a uma entrada degrau unitário.

Fonte: Ogata (2003).

O processo de selecionar parâmetros do controlador que garantam uma dada especificação de desempenho é chamado de sintonia do controlador, o que significa ajustar os valores dos ganhos K_p , K_I , K_D .

No presente trabalho, as especificações de desempenho não serão tratadas como restrições impostas ao projeto do controlador. Os ganhos do controlador de atitude do satélite são definidos, arbitrariamente. A única condição para configuração dos ganhos é o alcance da referência dentro do tempo de simulação. Os ganhos são mantidos entre as diferentes simulações para garantir uniformidade.

O controlador gera um sinal, visando reduzir o erro no regime transitório e também o erro de estado estacionário, que é enviado para os atuadores, estes, por sua vez, representam um sistema de propulsão, por exemplo.

O modelo do atuador gera um sinal que é aplicado no modelo da dinâmica do movimento, implementando as correções de posicionamento do veículo. Então, o estado atual é determinado de acordo com um subsistema que contém o modelo dos sensores. Finalmente, a atitude atual do veículo espacial é comparada com a de referência e o ciclo reinicia (malha fechada).

Os torques oriundos do movimento do braço robótico (torques externos) são tratados como perturbações do sistema de controle de atitude do satélite. Por definição, um sinal de perturbação para um sistema de controle é um sinal externo, que afeta o valor da saída, mas que não pode ser controlado pelo sistema de controle em questão.

No ambiente do simulador é possível parametrizar o tamanho e a massa de todos os elementos do manipular robótico, assim como do satélite artificial.

Para integrar o modelo do braço robótico ao modelo do satélite foi considerado uma associação na qual o braço encontra-se colocado em um satélite em forma de cubo com arestas de dois metros. A Figura 3.16 ilustra como se dá a disposição do arranjo braço-satélite.

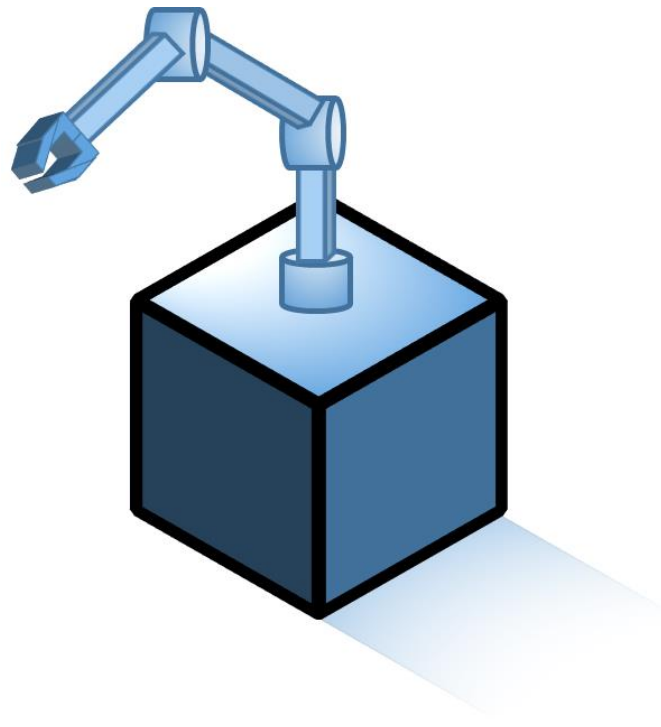


Figura 3.16 - Arranjo braço-satélite (fora de escala).

Na simulação, cujos resultados serão apresentados no quinto capítulo, os elos são considerados com comprimentos de 0,5 m, 1 m e 1 m enumerados a começar da base. Em razão do tamanho do satélite, a distância entre o centro de massa do satélite e a origem do sistema da base do robô será de 1m.

O modelo do manipulador robótico consiste, portanto, em um bloco, integrado ao simulador de atitude do satélite, capaz de fornecer os torques gerados pelo robô e os momentos de inércia do arranjo braço-satélite. Para tanto, o bloco é abastecido com informações, tais como posição, velocidade e aceleração angulares do satélite.

No capítulo seguinte será apresentada uma descrição mais detalhada dos subsistemas que compõem o simulador de atitude do satélite.

3.2.2. Atracação

No acoplamento, a tarefa de encaixe se concentra no mecanismo de *docking*. O sistema de guiamento, navegação e controle (GNC) do veículo perseguidor deve seguir a direção do eixo de acoplamento do veículo alvo, em outras palavras, o corpo do veículo perseguidor é controlado para sincronizar a sua interface de acoplamento, mecanismo de *docking*, com as interfaces correspondentes no veículo alvo e assumir uma configuração estrutural rígida.

Na atracação, um manipulador é responsável por realizar o contato entre os veículos. O *berthing* possui elementos de conexão, os chamaremos de “garra” e seu oposto passivo a “alça”, que não necessitam estar localizados na vizinhança da interface de acoplamento. De fato, para uma melhor manipulação, são geralmente localizados em uma parte diferente da superfície do veículo. O braço manipulador, ou a alça, pode estar localizado no veículo alvo ou no perseguidor. Na atracação, o braço manipulador desempenha o papel ativo, orientando a sua garra a capturar a alça no outro veículo (FEHSE, 2003).

Neste trabalho, a função mais importante é a atracação, realizada após o processo de *rendezvous*, mas diversas tarefas relacionadas à conexão de satélites não são de menor importância para o sucesso da missão, tais como, atenuar o movimento residual relativo entre os veículos, aproximar as travas estruturais à distância necessária para seu acionamento, estabelecer uma conexão estrutural rígida, fazer a vedação de uma passagem pressurizada entre os veículos, estabelecer a conexão de dados, energia e, possivelmente, fluidos (propelente, água, ar).

As diferenças básicas entre os processos de acoplamento e atracação são ilustradas na Figura 3.17.

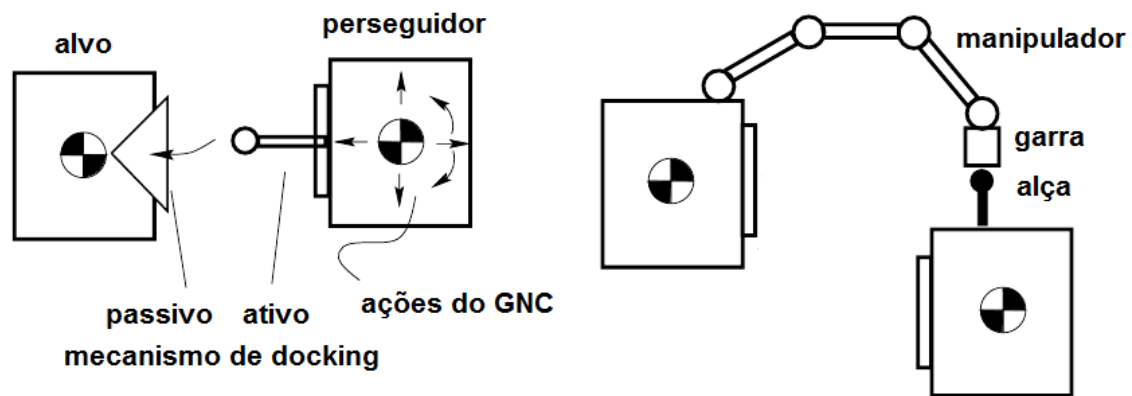


Figura 3.17 - Acoplamento (esquerda) e atracação (direita).

Fonte: Adaptado de Fehse (2003).

Para o modelo desenvolvido neste trabalho considera-se que as fases de aproximação, de longo e curto alcance, foram realizadas com sucesso e a partir deste instante a alça, *target*, encontra-se num espaço acessível pelo manipulador.

Após a captura do satélite alvo, quando um objeto pesado é ligado ao órgão terminal do manipulador, a influência dos torques torna-se especialmente significativa. Caso desejemos manter constante a atitude do satélite, o sistema de guiamento, navegação e controle (GNC) deve ser capaz de compensar integralmente binários de reação induzidos pelo braço robótico (SEWERYN et al., 2011). Entretanto, este trabalho limita-se ao estudo dos procedimentos para atracação utilizando um manipulador robótico até o instante imediatamente anterior ao contato entre a garra do braço robótico e a alça posicionada no satélite alvo.

3.2.3. Cinemática do satélite

A atitude ou orientação de um corpo no espaço é definida por um conjunto de parâmetros que permitem, de forma unívoca, relacionar, num instante de tempo qualquer, um sistema de coordenadas fixo ao corpo a um outro sistema considerado inercial.

Existem matrizes de transformação entre sistemas de coordenadas, usadas como representação da atitude, uma vez que permitem estabelecer a orientação de um dado sistema de referência em relação a outro. Basicamente, tais matrizes consistem em rotações, de determinados ângulos, aplicadas aos eixos de um sistema de coordenadas, resultando em novas orientações.

Sabe-se que a matriz resultante de uma sequência de duas ou mais transformações entre sistemas é dada pelo produto das matrizes das transformações consideradas individualmente. Este resultado, porém, não é comutativo, pois a ordem das rotações influi na atitude atingida.

Por meio de uma sequência de rotações realizadas ao redor dos eixos, desde que a primeira e a segunda, ou a segunda e a terceira rotação não sejam realizadas sobre o mesmo eixo, pode-se obter qualquer orientação final. Por exemplo, rotações realizadas aos eixos 1-2-3, cuja matriz de transformação é dada pela Equação 3.51 e pela Equação 3.52 (HUGHES, 1986).

$$\mathbf{C}_{ba} = \mathbf{C}_3(\theta_3)\mathbf{C}_2(\theta_2)\mathbf{C}_1(\theta_1) \quad (3.51)$$

$$\mathbf{C}_{ba} = \begin{bmatrix} c_3c_2 & s_3c_1 + c_3s_2s_1 & s_3s_1 - c_3s_2c_1 \\ -s_3c_2 & c_3c_1 - s_3s_2s_1 & c_3s_1 + s_3s_2c_1 \\ s_2 & -c_2s_1 & c_2c_1 \end{bmatrix} \quad (3.52)$$

Onde c representa cosseno, s representa seno e os índices 1, 2, 3 representam os ângulos $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ respectivamente.

Sendo um movimento de pequenas amplitudes, ou seja, pequenas variações nos parâmetros da atitude, podemos considerar algumas simplificações. Os deslocamentos angulares provocados pela mudança de atitude, em três eixos, são medidos a cada instante e admitimos que o intervalo de medidas seja suficientemente pequeno assegurando medidas de ângulos igualmente pequenos.

Nestes termos, tal estratégia confere simplificações na cinemática, logo, a atualização da atitude se torna computacionalmente mais rápida. A equação que segue, Equação 3.53, revela como é uma matriz de atitude considerando uma sequência de ângulos infinitesimais (HUGHES, 1986).

$$\mathbf{C}_{ba} \cong \begin{bmatrix} 1 & \theta_3 & -\theta_2 \\ -\theta_3 & 1 & \theta_1 \\ \theta_2 & -\theta_1 & 1 \end{bmatrix} = \mathbf{I}_3 - \boldsymbol{\theta}^\times \quad (3.53)$$

A combinação de movimentos infinitesimais é comutativa. Mostra-se isso admitindo-se vetores de deslocamentos infinitesimais entre dois ou mais sistemas (HUGHES, 1986).

3.2.4. Dinâmica do satélite

As equações da dinâmica permitem prever o comportamento de um corpo, isto é, seu estado futuro, a partir do conhecimento do seu estado atual e suas entradas. As equações da dinâmica rotacional, equações de Euler, são extensões da aplicação das leis do movimento translacional para o movimento rotacional.

Em satélites artificiais a modelagem da dinâmica de corpo rígido é muito utilizada, pois se aproxima do comportamento real, uma vez que sejam eliminados componentes que introduzem efeitos de não rigidez, como tanques de combustível, apêndices rotativos, painéis com vibração, etc.

Admite-se que o corpo rígido gire, no sistema com origem O' , com velocidade angular relativa ao sistema inercial, com origem O , como ilustra a Figura 3.18.

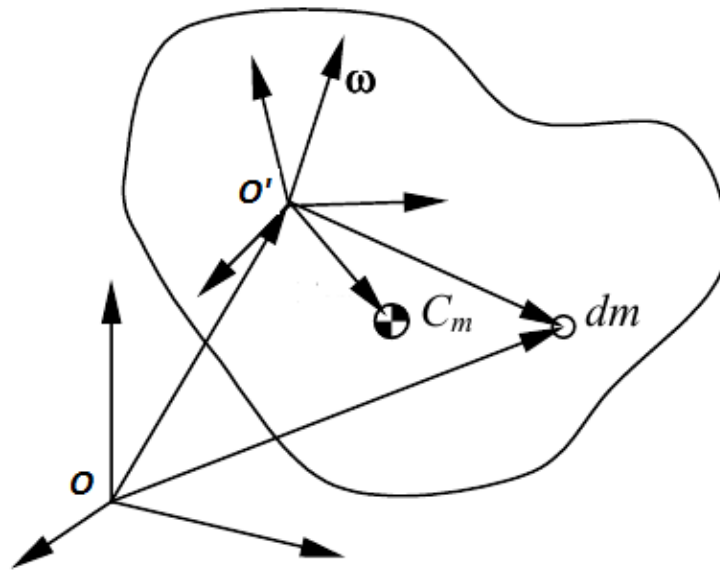


Figura 3.18 - Movimento de um corpo rígido.

Fonte: Adaptado de Hughes (1986).

Se a origem do sistema fixado ao corpo, sistema com origem O' , coincidir com o centro de massa, as equações da dinâmica do satélite são deduzidas (HUGHES, 1986) e apresentadas a seguir. Nas quais \mathbf{p} é o momento linear, \mathbf{h}_c é o momento angular em relação ao centro de massa, \mathbf{v}_c velocidade linear do centro de massa e $\boldsymbol{\omega}$ velocidade angular. Tais variáveis são representações matriciais dos vetores correspondentes.

$$\mathbf{p} = m\mathbf{v}_c \quad (3.54)$$

$$\mathbf{h}_c = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} \quad (3.55)$$

$$\dot{\mathbf{p}}^b = \mathbf{f} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{p} \quad (3.56)$$

$$\dot{\mathbf{h}}_c^b = \mathbf{g}_c - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h}_c \quad (3.57)$$

Define-se também, \mathbf{f} como a resultante das forças externas aplicadas ao corpo rígido e \mathbf{g}_c como resultante dos torques externos aplicados ao corpo rígido em seu centro de massa. Levando em conta a Equação 3.58, derivada temporal do

momento linear do corpo rígido, e a Equação 3.59, derivada temporal do momento angular do corpo rígido no centro de massa.

$$\dot{\mathbf{p}}^b = m\dot{\mathbf{v}}_c^b \quad (3.58)$$

$$\dot{\mathbf{h}}_c^b = \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}^b \quad (3.59)$$

E substituindo na Equação 3.56 e na Equação 3.57, temos que:

$$\dot{\mathbf{v}}_c^b = m^{-1}\mathbf{f} - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{v}_c \quad (3.60)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}^b = \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{g}_c - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \quad (3.61)$$

As equações apresentadas levam em consideração a não coincidência do sistema de referência fixado ao corpo com o sistema de eixos principais de inércia, ou seja, não necessariamente a matriz de inércia será diagonal.

O controle do satélite, ao qual um manipulador encontra-se acoplado, é um dos maiores desafios em se tratando de serviços em órbita. O movimento do manipulador induz torques de reação em sua base. Tais torques afetam a atitude do satélite (SEWERYN et al., 2011). Tendo em vista a dificuldade inerente ao controle do satélite artificial, os torques do manipulador são tratados como perturbações do sistema de controle de atitude do satélite.

4 MODELOS UTILIZADOS E ARQUITETURAS

Ao longo da fundamentação teórica do capítulo anterior foram introduzidas considerações importantes para a elaboração do modelo. Tais definições foram tecidas, convenientemente, à medida que os assuntos eram abordados. Um simulador como este em questão é composto por diversas partes, subsistemas e subprogramas, o que dificulta, sobremaneira, uma descrição exata dos inúmeros elementos componentes do sistema como um todo. Apesar da dificuldade associada, neste capítulo será apresentada, tão profundamente quanto possível, a arquitetura do simulador utilizado para responder como controlador de atitude, bem como o modelo do manipulador robótico.

4.1. Arquitetura do simulador de atitude do satélite

Serão apresentados os modelos que compõem o simulador SAS desenvolvido em ambiente de modelagem e simulação Matlab/Simulink®. A rigor, o simulador representa a configuração do sistema de controle apresentado na Figura 3.14. Dada a grande quantidade de blocos presentes no simulador, aqueles considerados mais importantes serão destacados nas figuras.

Dentre as partes mais importantes do simulador SAS encontra-se a inicialização de variáveis, mostrada na Figura 4.1, que consiste em um fragmento retirado diretamente da tela de interface do simulador SAS, onde podemos ver campos para inicialização dos vetores de posição e velocidade angulares. Esta parte da arquitetura evidencia uma característica comum a vários blocos do simulador, que exigem a inicialização de variáveis.

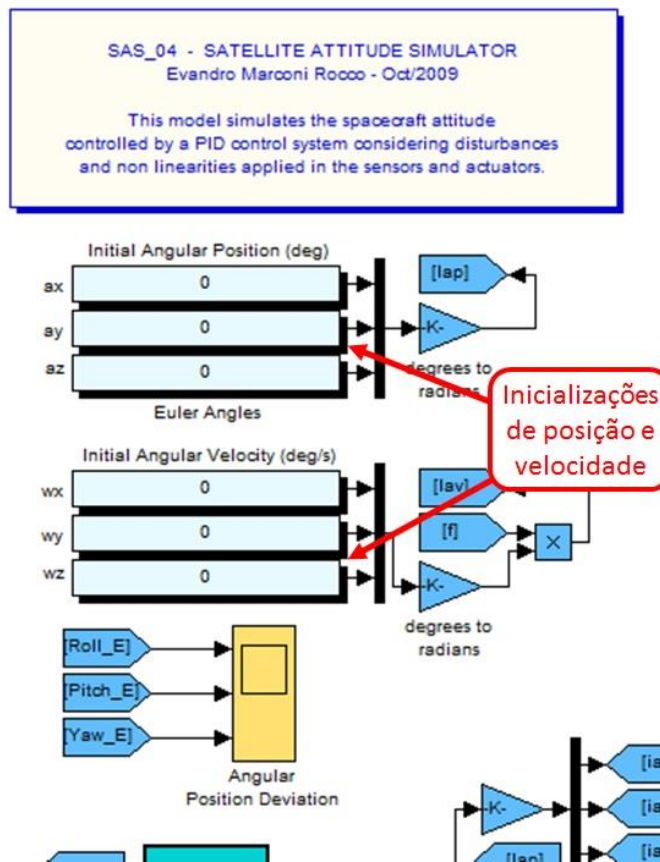


Figura 4.1 - Inserção de valores iniciais.

4.1.1. Estado de referência

Igualmente importante, é estipular os valores de referência para a atitude em três eixos, *roll*, *pitch*, *yaw*, ou seja, rolagem, arfagem e guinada respectivamente. Na Figura 4.2, podemos ver em destaque os campos nos quais os valores de referência são inseridos.

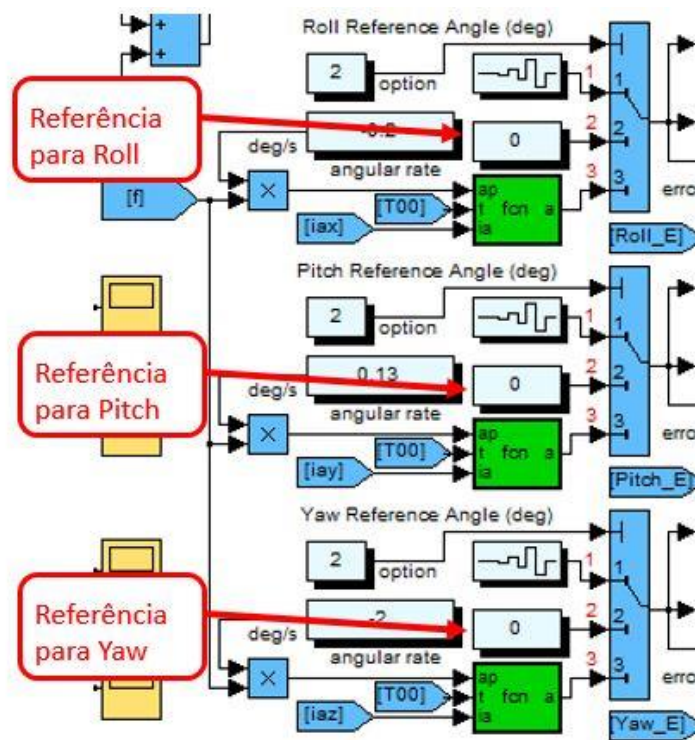


Figura 4.2 - Atitude de referência.

Da Figura 3.14, verificamos que a referência é subtraída da atitude atual determinada gerando um sinal de erro. Os blocos responsáveis por essa tarefa são destacados na Figura 4.3, blocos somadores, os quais têm uma das entradas com sinal negativo. A evolução de cada variável pode ser acompanhada, durante a simulação, por meio de *displays*. Os gráficos das principais variáveis de interesse podem ser observados em instrumentos alocados com este propósito, são os *scopes*.

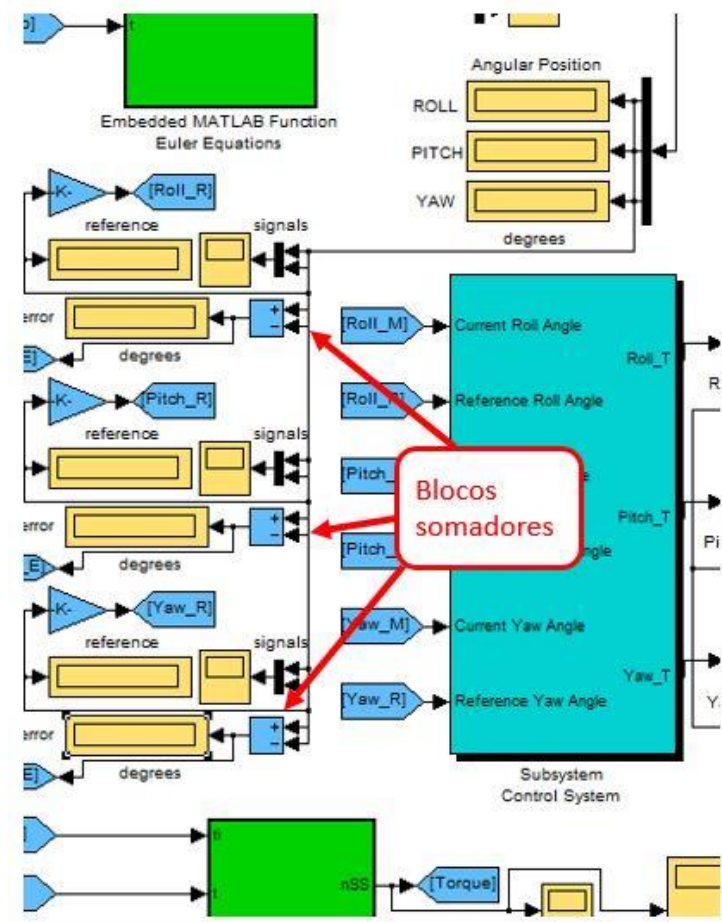


Figura 4.3 - Obtenção do sinal de erro.

4.1.2. Controlador

O sinal de erro é obtido também no subsistema de controle, este bloco é alimentado com as atitudes atuais (medidas), e de referência. Como mostra a Figura 4.4.

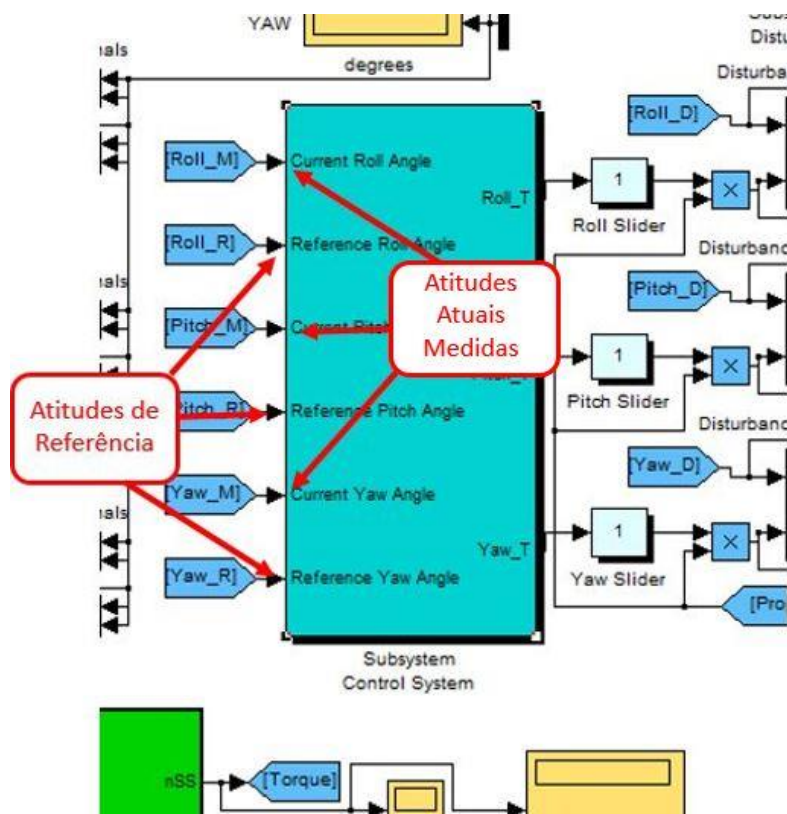


Figura 4.4 - Subsistema de controle.

Todos os blocos constituintes seguem uma codificação de cores que auxilia o operador do simulador na parametrização e visualização de variáveis. De maneira geral, os blocos em verde indicam a presença de códigos computacionais desenvolvidos em linguagem Matlab®, enquanto que os blocos em azul indicam que se trata de um subsistema, ou seja, existe nele um outro modelo implementado em ambiente Simulink®.

O bloco de controle PID é um dos subsistemas presentes no simulador, Figura 4.5. A função do controlador é, utilizando as técnicas de controle PID, reduzir o erro de regime transitório e o erro de regime estacionário.

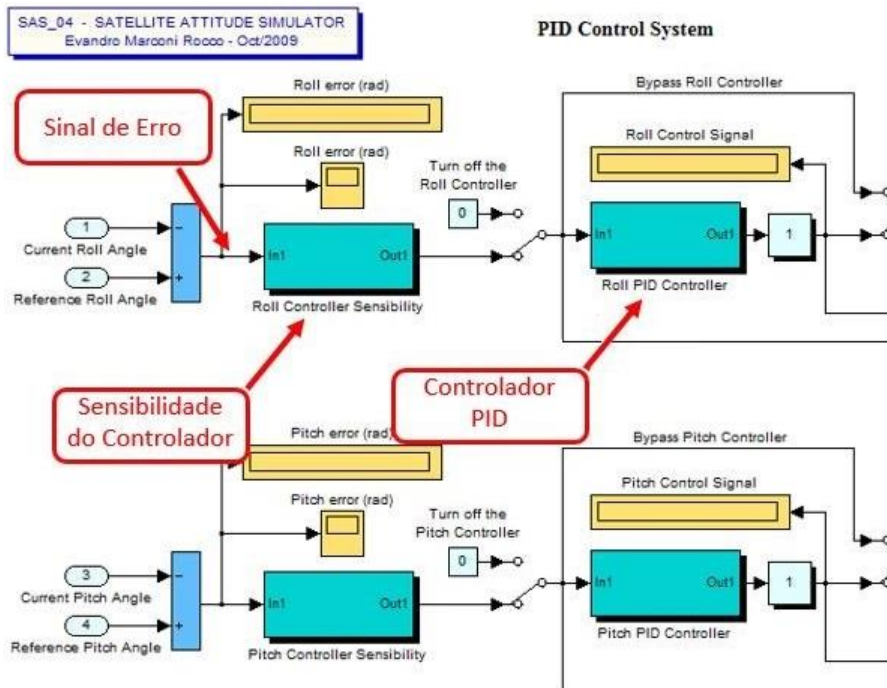


Figura 4.5 - Sistema de controle PID.

Antes do sinal de erro entrar no bloco do controlador, passa por um bloco de sensibilidade. Caso o sinal de erro seja menor que um determinado valor, o bloco de sensibilidade anula o sinal de erro que vai para o controlador. Esta medida visa impedir o gasto desnecessário de energia. Na Figura 4.6, é apresentado o conteúdo do bloco de sensibilidade para o eixo de *roll*. Existe um bloco similar para cada eixo. Nas simulações realizadas, tal sensibilidade foi desabilitada.

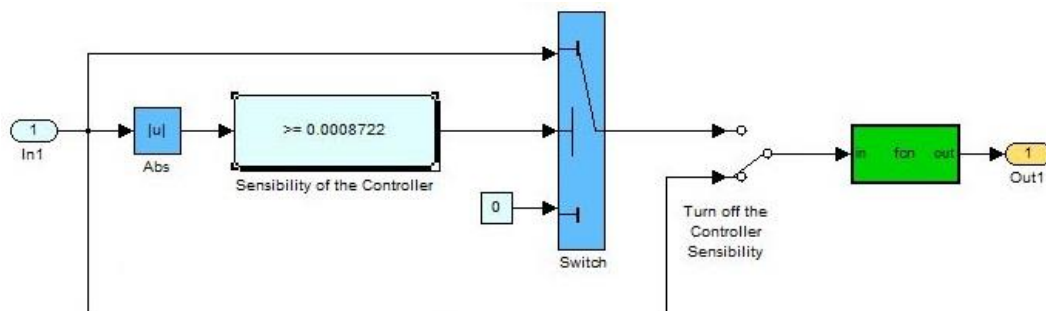


Figura 4.6 - Bloco de sensibilidade.

Os diversos blocos de subsistemas encerram em seu interior novos conjuntos de campos parametrizáveis e, por vezes, novos subsistemas. O subsistema de controle PID para o eixo de *roll* é apresentado na Figura 4.7. Em destaque, os ganhos PID configuráveis. Existe um controlador PID para cada eixo.

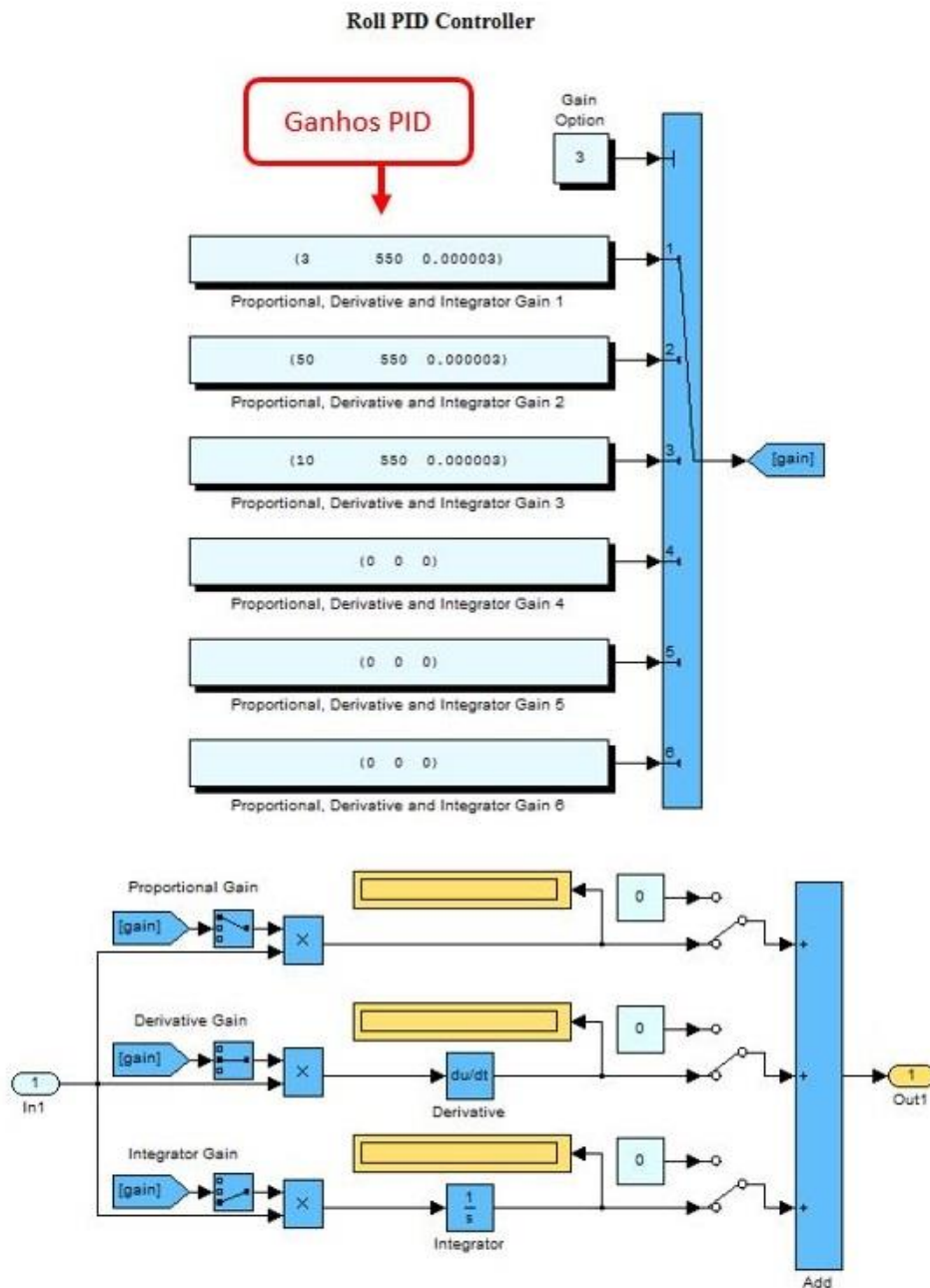


Figura 4.7 - Bloco controlador PID.

4.1.3. Atuadores

Os blocos de controles PID se comunicam com seus respectivos blocos de atuadores. A entrada para os atuadores é o chamado sinal de controle, conforme mostrado na Figura 4.8.

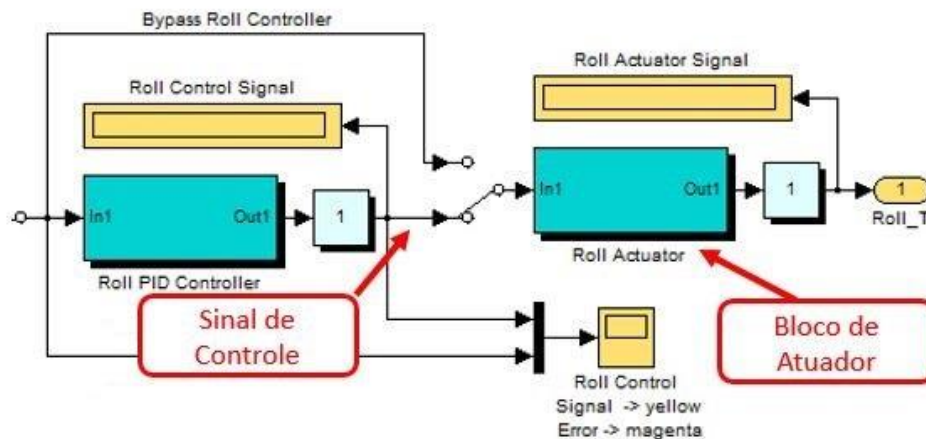


Figura 4.8 - Sinal de controle.

Atuadores são dispositivos com a finalidade de manter a orientação dos eixos de simetria de um veículo espacial ou modificá-los, por meio de manobras de atitude, de maneira a levar o veículo a uma dada referência. Alguns atuadores comuns são: propulsores a gás; rodas de reação e bobinas eletromagnéticas.

Não é objetivo deste trabalho reproduzir modelos de atuadores, por isso existe um entendimento generalizado sobre a forma como operam os atuadores nos eixos do satélite. Porém o SAS permite considerar não linearidades nos atuadores, tais como zona morta, limitador de aceleração, saturação, atraso de sinal e ruídos, fazendo com que a modelagem de um atuador genérico seja mais próxima da realidade.

A Figura 4.9 apresenta o conteúdo do bloco de atuadores, com suas não linearidades diversas.

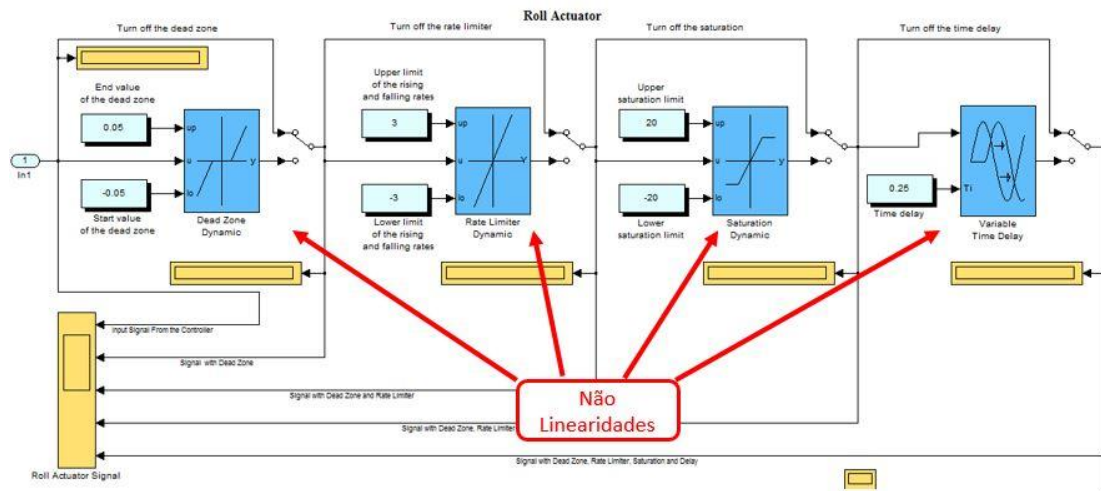


Figura 4.9 - Bloco de atuadores.

4.1.4. Perturbações

O bloco de perturbações lida com os torques perturbadores (externos) do sistema, gerando os sinais que serão adicionados ao sinal proveniente dos atuadores. O bloco subsistema de perturbações, ou distúrbios, é apresentado na Figura 4.10, juntamente com os blocos somadores, cujas saídas se destinam ao bloco de dinâmica de atitude.

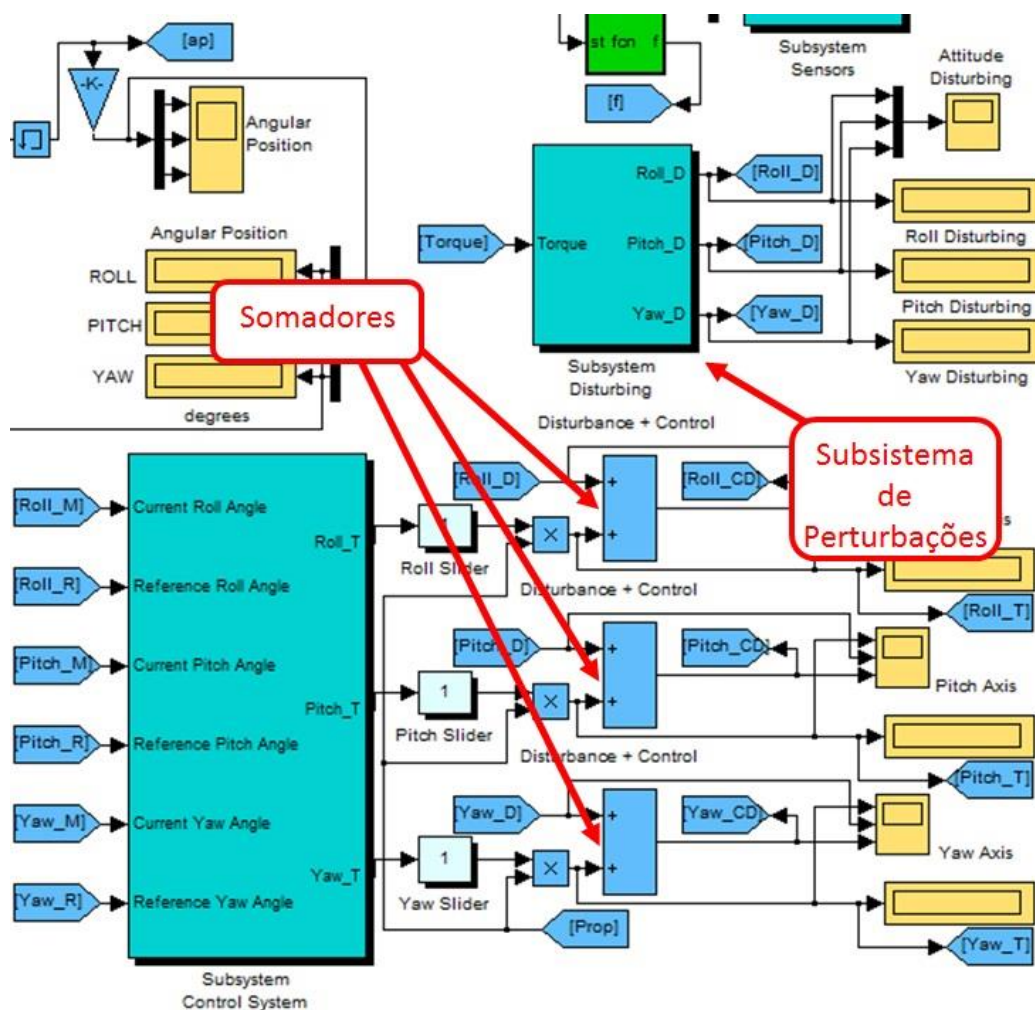


Figura 4.10 - Somadores e bloco de perturbações.

Existe um modelo que permite inserir ao sistema distúrbios de diferentes formas tais como viés, randômica, senoidal, pulso, degrau, rampa, sequência repetida e sequência repetida em degrau. As perturbações são aplicadas em cada eixo separadamente. São apresentados, na Figura 4.11, os distúrbios relacionados ao eixo de *roll*.

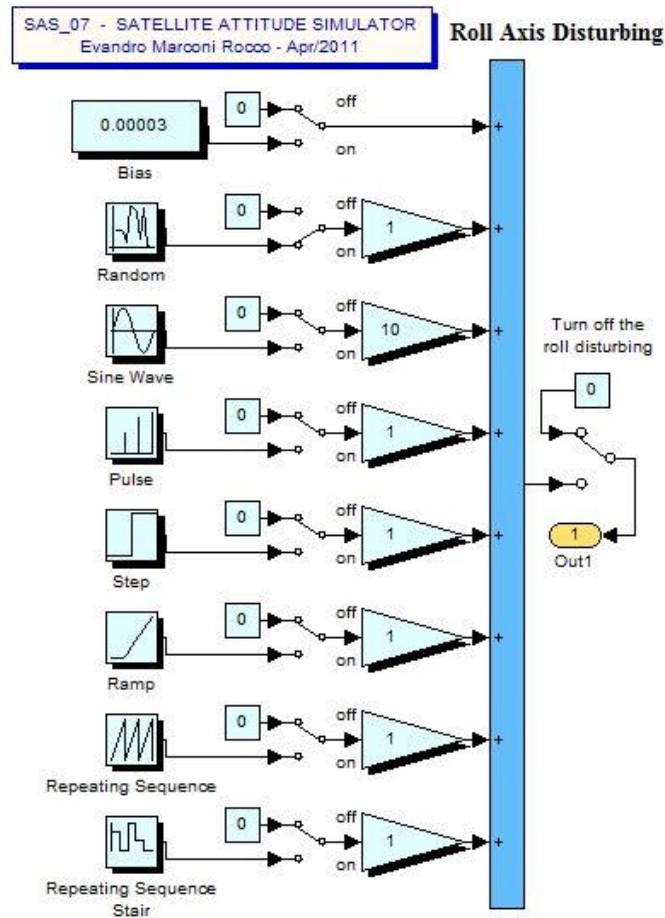


Figura 4.11 - Distúrbios diversos.

De fato, é pouco provável que perturbações reais apresentem uma das formas relacionadas individualmente, porém, em conjunto todos esses geradores de sinais ajudam a compor e, sobretudo, compreender as diferentes perturbações.

Caso uma nova perturbação seja modelada, esta pode ser inserida facilmente acrescentando-se um bloco que a represente.

As ressalvas feitas quanto à diferença para valores reais e inserção de novos modelos valem também para os ruídos associados aos sensores, que serão abordados mais à frente.

Além dos distúrbios citados acima, o bloco de perturbações considera os torques provenientes do bloco do manipulador robótico (RAS - *Robot Attitude Simulator*),

que será discutido em detalhes à frente. A Figura 4.12, mostra o conteúdo do bloco de perturbações. As diferentes perturbações inseridas a cada dimensão podem ser acompanhadas individualmente por meio dos devidos instrumentos virtuais inseridos.

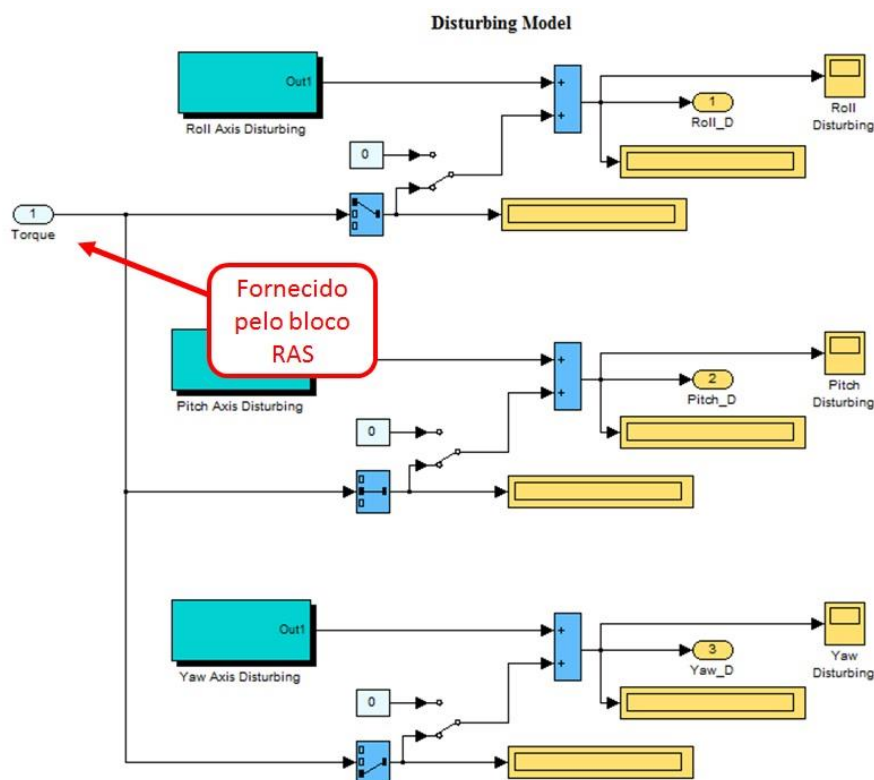


Figura 4.12 - Bloco de perturbações.

4.1.5. Dinâmica de atitude

Munido dos sinais provenientes dos atuadores e das perturbações, o simulador trata de obter a chamada dinâmica de atitude, por meio de seu bloco característico. A dinâmica de atitude compreende as equações de Euler e, para ser breve, põe em prática a teoria apresentada na seção 3.2.4.

O bloco da dinâmica de atitude tem como saída o estado atual, posição angular do satélite, que passa pelo bloco dos sensores. No contexto do simulador, a Figura 4.13 apresenta os referidos blocos.

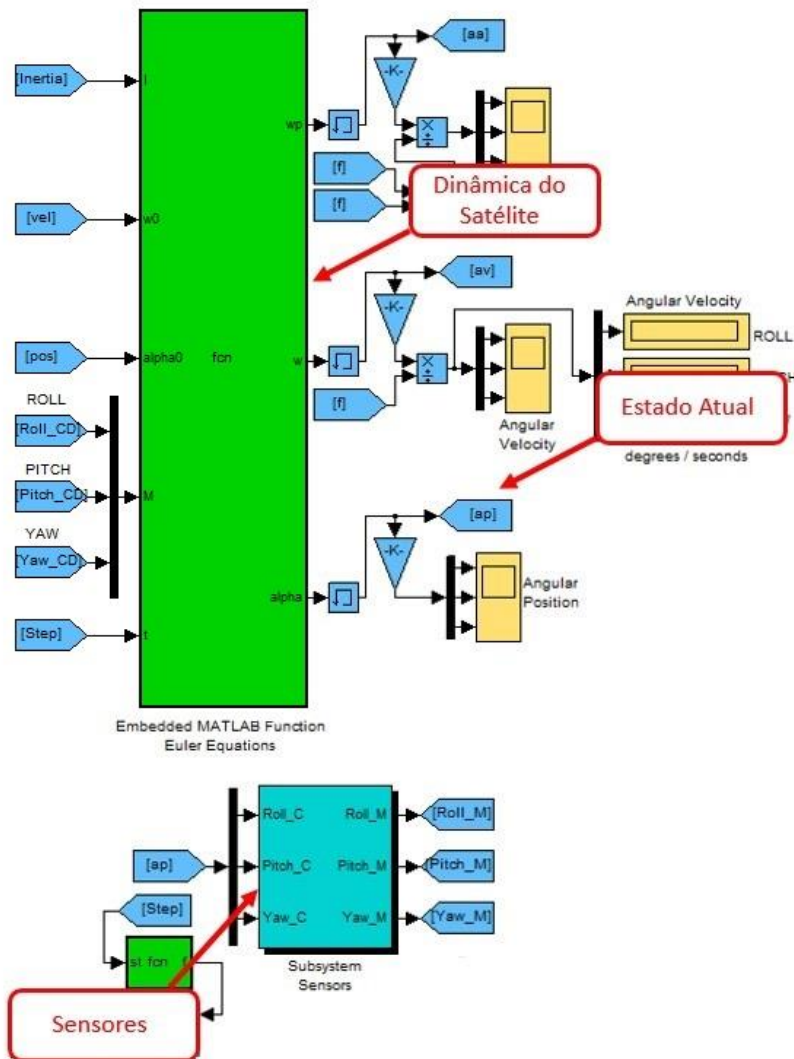


Figura 4.13 - Estado atual da posição angular.

4.1.6. Sensores

Até agora, entrada e saída do bloco de sensores têm sido tratadas como se fossem iguais, ou seja, o estado atual medido pelo sensor é o próprio estado atual. Neste ponto, porém, introduz-se o conceito de que sensores possuem não linearidades e estão sujeitos a ruídos, fatores diversos que degradam a medição.

O bloco de sensores permite a modelagem, com ajuste independente nos três eixos, do comportamento, estabilidade e faixa de resolução dos sensores utilizados.

Esta característica mostra-se útil para o caso em que se utilizam sensores cujos parâmetros, dimensionados pelo fabricante, são conhecidos. É, portanto, possível estudar a influência da inserção dos ruídos e, por consequência, uma melhor caracterização do sensor.

A exemplo do bloco de perturbações, podem ser considerados ruídos de formas diversas, tais como senoidal, viés, randômica, rampa, pulso, atraso. A Figura 4.14 ilustra um exemplo para o eixo de *pitch*. As ressalvas feitas quanto à diferença para valores reais e inserção de novos modelos, feitas na seção 4.1.4, valem também para este bloco.

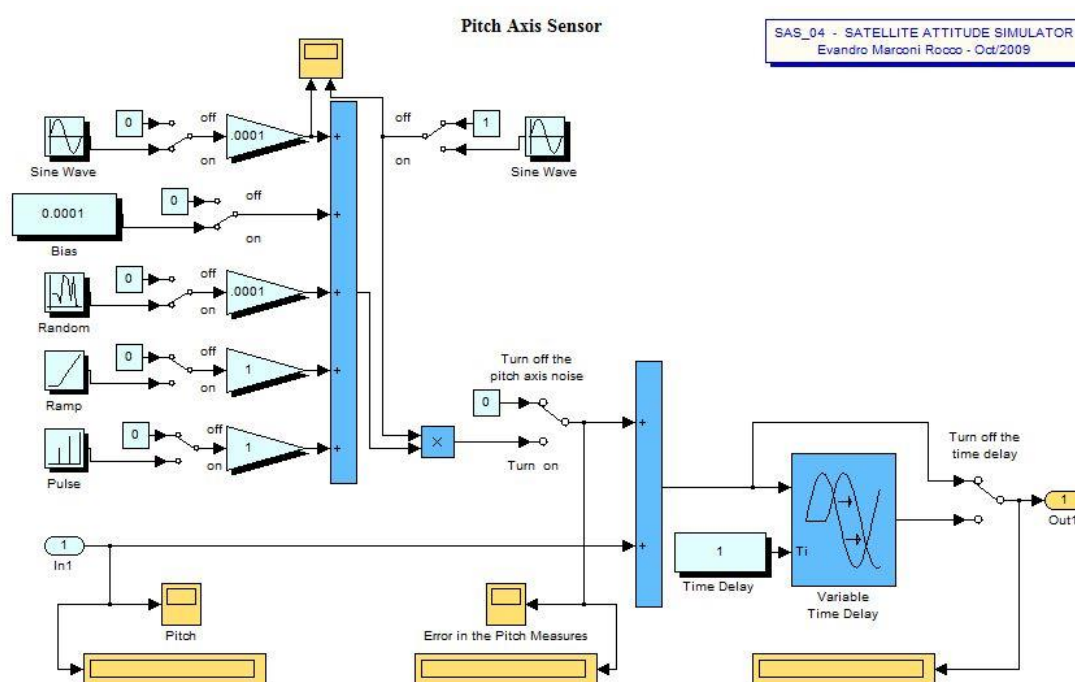


Figura 4.14 - Ruídos em sensores.

Existem, basicamente, dois tipos de medição para atitude: a primeira é a atitude propriamente dita, medida com relação a um referencial considerado inercial; a segunda se trata da medição da mudança de orientação ou movimento de atitude e pode ser obtida por meio de instrumentos, tais como giroscópios ou acelerômetros.

Em virtude das razões expostas, justifica-se a diferenciação entre o estado atual e o estado atual medido, entrada e saída do bloco de sensores, estes porém não serão discrepantes em um caso considerado ideal, sem ruídos e não linearidades.

Vale ressaltar que para o modelo de sensor adotado na simulação não foram considerados quaisquer ruídos ou não linearidades. A Figura 4.15 apresenta o modelo de sensores, um para cada eixo, presente no simulador SAS.

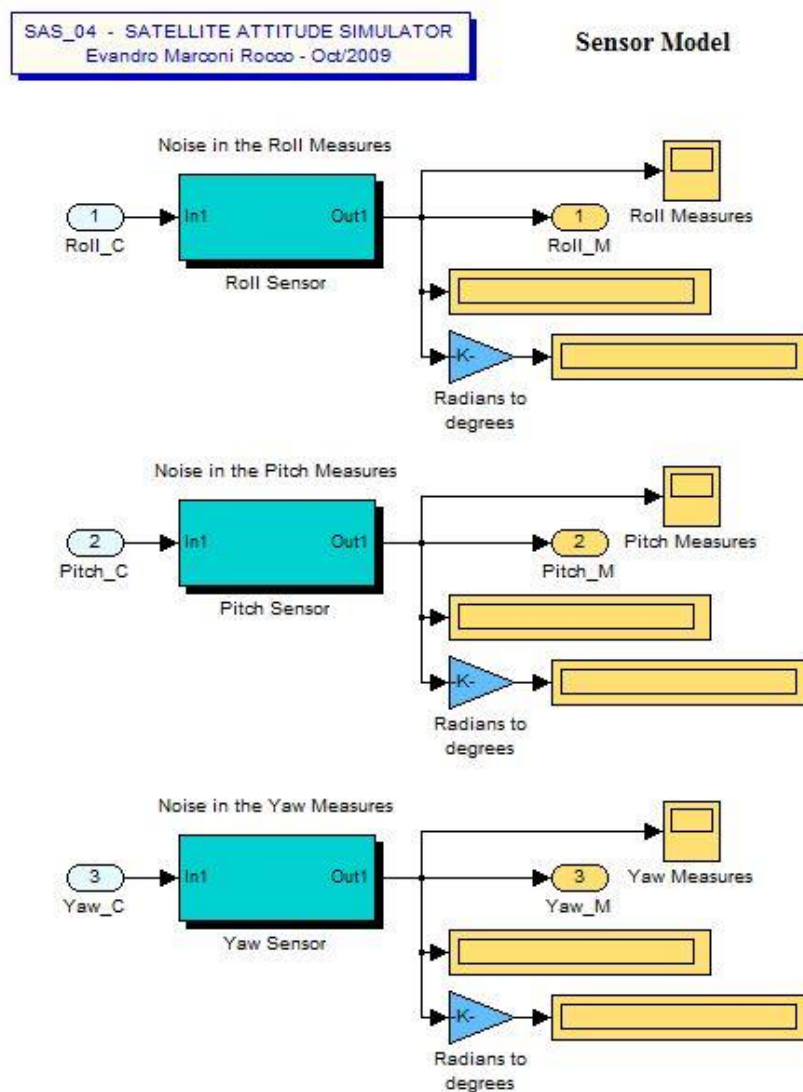


Figura 4.15 - Modelo de sensores.

4.2. Modelo do manipulador robótico

O modelo do manipulador robótico consiste, basicamente, na execução dos fundamentos expostos na seção 3.1. Foi criado um bloco que é o próprio modelo do manipulador, este se comunica com o bloco de perturbações fornecendo os torques provenientes da movimentação do robô.

Além dos torques nos três eixos, o bloco com o modelo de manipulador, chamado RAS (*Robot Attitude Simulator*), tem como saídas o tensor de inércia do arranjo braço-satélite, o erro de junta (diferença entre ângulo de referência e ângulo atual da junta) e o centro de massa do arranjo, ou seja, vetor que apresenta o deslocamento dinâmico do centro de massa do arranjo em virtude da movimentação do manipulador robótico.

Como entradas o bloco recebe a posição, velocidade e aceleração angulares do satélite, saídas do bloco de dinâmica de atitude. Recebe o tempo de simulação (atual, corrente), bem como os tempos inicial e final de simulação, variáveis configuradas pelo operador do simulador.

Para encerrar, o bloco tem como entrada também o vetor aceleração gravitacional e duas variáveis (vetores) que selecionam o tipo de animação que será exibida durante a simulação, tanto do satélite quanto do braço robótico.

Ao final deste capítulo, seção 4.2.7, é apresentado o fluxograma simplificado do programa RAS.

Na parte inferior direita da Figura 4.16, encontramos o bloco RAS inserido no contexto do simulador SAS.

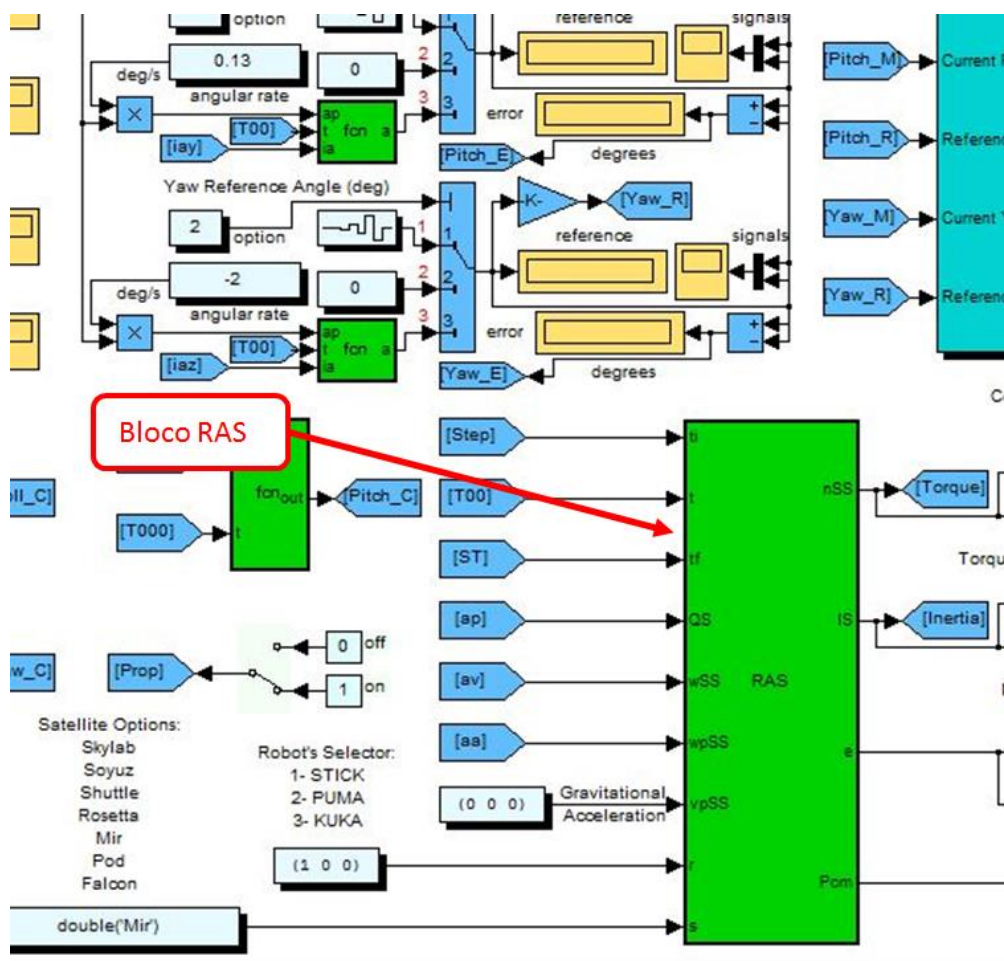


Figura 4.16 - Bloco RAS.

A implementação deste bloco foi feita no ambiente de programação da linguagem Matlab® e é composta por centenas de partes que individualmente operam funções diferentes para que o conjunto obtenha as referidas saídas.

Dentre as diversas partes que compõem o programa do modelo do manipulador, em virtude da relevância que carregam, sobretudo, para compreensão do funcionamento do programa, algumas foram selecionadas para serem descritas nas seções que seguem.

4.2.1. Inicialização

A primeira fase do código trata da inicialização das variáveis tais como: comprimento, largura, altura e massa de todos os elos e do satélite. Os valores utilizados na simulação são descritos na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 - Inicialização de variáveis.

	Comprimento(m)	Largura(m)	Altura(m)	Massa(kg)
Elo 0	0,5	1	1	40
Elo 1	1	0,1	0,1	20
Elo 2	1	0,1	0,1	20
Satélite	2	2	2	500

É preciso inicializar também: vetores que localizam o centro de massa dos elos, metade do comprimento, no sistema fixado na respectiva junta; distância entre os sistemas, como descrito na seção 3.1.

Dadas as dimensões e massas, são calculados os momentos de inércia com relação ao centro de massa de cada elo e do satélite. Sempre para cada sistema fixado. Desta feita, existem sistemas fixados nas juntas e sistemas fixados aos centros de massa dos elos. Suas orientações coincidem com as orientações das respectivas juntas e elos.

As velocidades angulares máximas e mínimas, velocidade limítrofe, para cada junta são agora definidas, bem como as velocidades e posições angulares iniciais, novamente, para cada junta.

Nas simulações, a velocidade mínima e a máxima configuradas, respectivamente, foram $0,01 \text{ rad/s}$ e $10,0 \text{ rad/s}$ para todas as juntas.

É inserido o vetor alvo (\vec{V}_{CT}), *target*, cujas coordenadas localizam a alça no sistema do centro de massa do arranjo braço-satélite.

A inicialização é executada somente na primeira iteração do algoritmo.

4.2.2. Cinemática

O cálculo descrito no capítulo anterior (seção 3.1.2) como cinemática direta, ou seja, de posse dos ângulos das juntas obtém-se a posição cartesiana de um dado ponto do manipulador, é executado para determinar a distância (vetor) entre o sistema fixado no centro de massa do satélite e o centro de massa dos elos. O centro de massa do arranjo braço-satélite (\vec{P}_{CM}), uma das saídas do bloco RAS, também é obtido nesta fase.

É definido um sistema O de origem centrada no satélite que, porém, mantém a orientação do sistema do centro de massa do arranjo braço-satélite. Então, o vetor alvo é obtido neste sistema O pela equação que segue.

$$\vec{V}_{OT} = \vec{V}_{CT} + \vec{P}_{CM} \quad (4.1)$$

A cada nova iteração do algoritmo, é calculado o deslocamento, considerado, infinitesimal do satélite. Tal deslocamento é a diferença entre os ângulos que definem sua atitude no passo anterior e os mesmos no passo atual da simulação.

Esses deslocamentos são utilizados em uma matriz de atitude para ângulos infinitesimais. A multiplicação sucessiva de tais matrizes obtidas a cada iteração do programa (Equação 4.2) resulta na matriz de rotação do sistema O ao sistema girante do satélite, que representa a orientação do satélite em virtude de sua rotação, ou seja, trata-se da matriz de atitude do satélite.

$$\mathbf{C}_{ca} = \prod_{i=1}^n \mathbf{C}_{ba_i} = \mathbf{C}_{ba_n} \mathbf{C}_{ba_{n-1}} \dots \mathbf{C}_{ba_2} \mathbf{C}_{ba_1} \quad (4.2)$$

As matrizes em questão foram discutidas na seção 3.2.3, Equação 3.53. Efetuando o produto entre a matriz de atitude pelo vetor alvo no sistema O , e subtraindo o vetor distância entre o centro do satélite e o robô, obtém-se, assim, o vetor desejado para a garra.

$$\vec{V}_{ag} = \mathbf{C}_{ca} \vec{V}_{OT} - \vec{P}_{SR} \quad (4.3)$$

Este vetor, \vec{V}_{ag} , define a posição cartesiana à qual se almeja levar o órgão terminal do manipulador robótico. É medido no sistema da base do robô e se pressupõe que esteja compreendido dentro do volume de trabalho do robô. Em breve veremos o tratamento atribuído aos casos nos quais esta premissa não é verdadeira.

A Figura 4.17 mostra os vetores e sistemas utilizados nas etapas descritas para obtenção do vetor alvo para a garra, sendo T o alvo ou a representação da posição da alça.

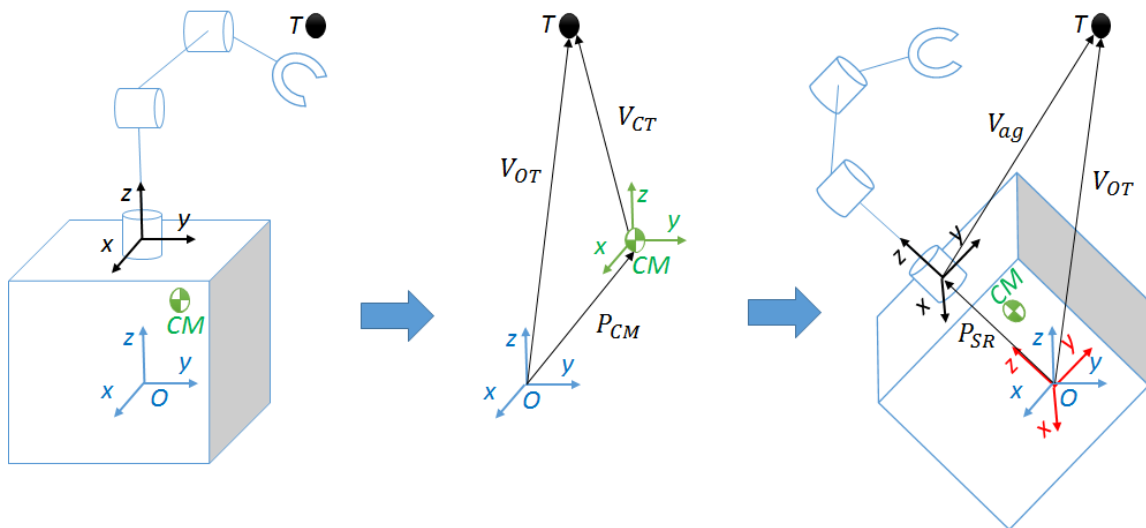


Figura 4.17 - Obtenção do vetor alvo para a garra.

Então, é operado o algoritmo da cinemática inversa, uma vez conhecida a posição cartesiana à qual se deseja levar o órgão terminal do manipulador robótico, calcula-se as variáveis de junta necessárias. Como descrito na seção 3.1.2.

Quando o ponto meta encontra-se fora do volume de trabalho, o cálculo da cinemática inversa revela um resultado característico para a variável de junta em questão. Observando a Equação 3.4, percebemos que a presença do ponto meta

fora do volume de trabalho implica um argumento para a função trigonométrica inversa, arco cosseno, que faz com que a variável de junta obtida esteja fora do conjunto dos números reais. Verificando se o valor obtido pertence ao conjunto dos números reais, pode-se determinar se o ponto meta encontra-se dentro do volume de trabalho. O programa utiliza este método para reconhecer pontos acessíveis à garra.

Em seguida, define-se qual o sentido de rotação, horário ou anti-horário, que, a partir da posição angular atual da junta, leva à posição desejada mais brevemente. Esta investigação é feita para cada uma das três juntas. O sentido que representa a menor rotação é aquele cuja diferença entre o valor atual e o valor desejado é menor que 180 graus.

Um fato observado na solução das equações da cinemática inversa é a existência de mais de uma solução das variáveis de junta para levar o órgão terminal ao mesmo ponto meta. Como mostra a Figura 4.18.

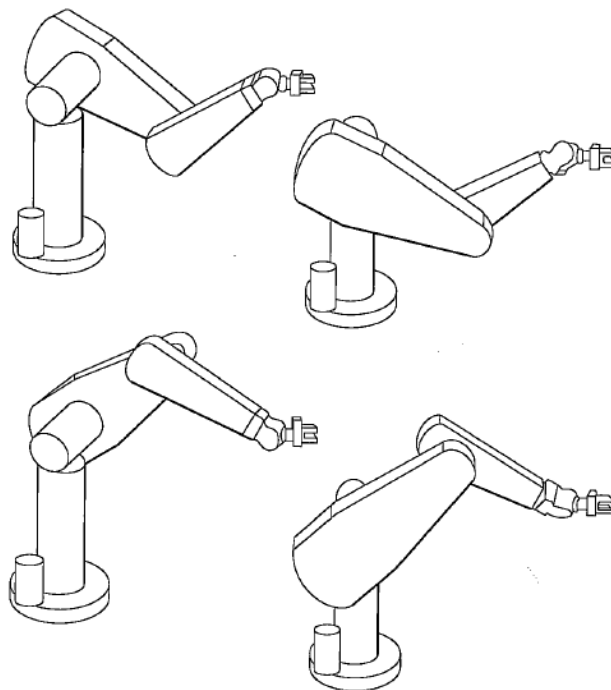


Figura 4.18 - Quatro soluções de um manipulador.

Fonte: Craig (2005).

Deve ser desenvolvida certa estratégia para selecionar a configuração apropriada. A abordagem empregada foi determinar que a solução adotada seria aquela mais próxima da variável de junta atual em cada junta separadamente. A solução mais adequada poderia ser obtida, dentre as várias soluções, levando em consideração a existência de um obstáculo, por exemplo.

4.2.3. Geração de trajetória

Nos concentramos agora, no desenvolvimento de métodos que computem uma trajetória em um espaço tridimensional. Entende-se por trajetória o histórico de posições, velocidades e acelerações para cada grau de liberdade.

Assim como em todo o trabalho, foram feitas aqui simplificações à modelagem de elementos do manipulador, neste caso, das juntas utilizadas. A rigor, um modelo de junta robótica prevê a existência de um servomotor concomitantemente à presença de todo o *hardware* necessário ao seu controle.

Servomotor é, basicamente, uma máquina, mecânica ou eletromecânica, que apresenta movimento proporcional a um comando. Em vez de girar livremente sem controle efetivo de posição como a maioria dos motores, servomotores são dispositivos de malha fechada controlados para alcançar a posição desejada. Este tipo de equipamento possui três componentes básicos: atuador; sensor; circuito de controle. Existem diversos tipos de servomotores e cada componente que o constitui possui características construtivas que interferem na modelagem da junta.

Na simulação, optou-se pela geração direta das curvas de comportamento (posição, velocidade e aceleração angulares) das juntas, em detrimento de uma modelagem de junta específica. Assim, a codificação segue o procedimento descrito, a começar pela definição dos trechos de regime, ou seja, com relação a posição inicial são estipuladas distâncias à posição final, alvo, nas quais a junta descreve curvas de aceleração positiva, nula e negativa. Tais trechos de regime

são convenientemente dimensionados de maneira a fazer com que a junta alcance o ângulo desejado, posição final, posteriormente a uma desaceleração.

Este algoritmo faz com que o comportamento da junta simulada ao longo do tempo seja semelhante ao de uma junta servocontrolada real. Tal semelhança é evidenciada pela forma dos gráficos de trajetória, como poderemos verificar no capítulo 5 com os resultados da simulação. A Figura 4.19 exemplifica o comportamento, no que diz respeito à posição, velocidade e aceleração angulares, de duas juntas distintas ao longo do tempo. As formas destas curvas concordam com as formas obtidas por ensaio de servomotores.

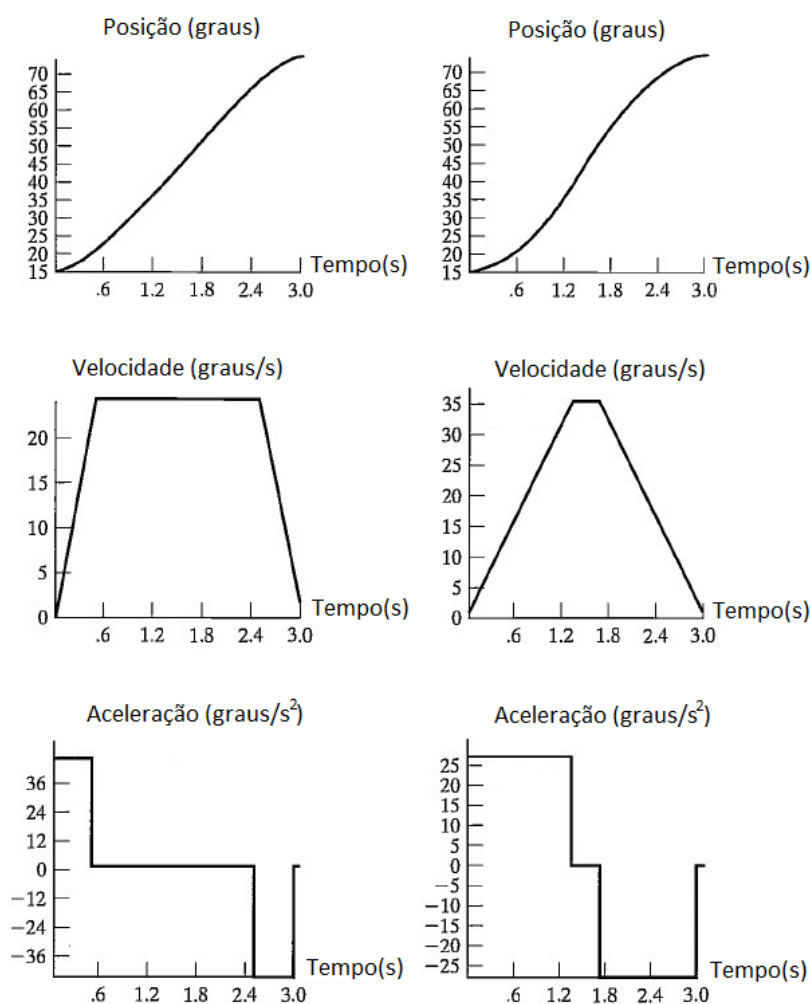


Figura 4.19 - Trajetórias de juntas.

Fonte: Craig (2005).

O manipulador em questão executa um tipo de movimento chamado “movimento ponto-a-ponto”. Este tipo de movimento determina a trajetória descrita pelo órgão terminal. Quando o robô é comandado do ponto *A* para o ponto *B* cada junta se movimenta independentemente, o que significa que, por vezes, algumas juntas alcançam sua posição angular desejada antes das demais.

Existem, ainda, os movimentos por interpolação de junta, todas as juntas executam sua movimentação de maneira sincronizada, e por interpolação linear, o órgão terminal se desloca em uma trajetória retilínea definida em coordenadas cartesianas (GROOVER et al., 1989).

Para os trechos nos quais está prevista uma aceleração, existe um cuidado para que a velocidade angular da junta não viole os parâmetros limítrofes estipulados, velocidade mínima e velocidade máxima de operação (seção 4.2.1).

Se, por qualquer motivo, seja necessário alterar o sentido de rotação da junta, os trechos de regime, com suas respectivas acelerações, são recalculados. Para exemplificar uma possível mudança de sentido de rotação da junta: em virtude de uma determinada alteração da orientação, atitude, do satélite, uma junta precisaria inverter seu sentido de rotação devido à redefinição do ponto meta para seu órgão terminal.

Esta parte da codificação provê as posições, velocidades e acelerações angulares de cada junta a cada iteração do programa. A definição dos trechos de aceleração positiva (Tr_1), nula (Tr_2) e negativa (desaceleração, Tr_3) é feita pela aplicação da Equação 4.4.

$$Tr_n = \frac{|\theta_r - \theta_i|}{3} \quad (4.4)$$

Onde θ_r é a variável de junta desejada e θ_i é a variável de junta inicial.

4.2.4. Formulação Newton-Euler

Nesta parte do programa são executados os cálculos referentes ao algoritmo iterativo Newton-Euler, descrito no capítulo de fundamentação teórica (seção 3.1.5), em suas duas fases, *Outward* e *Inward*.

A formulação inicia recebendo velocidades e acelerações angulares do satélite e realiza os cálculos próprios da formulação na fase *Outward*, neste ponto é relevante, também, a aceleração gravitacional à qual o veículo está submetido.

Esta fase do algoritmo iterativo computa velocidades e acelerações de todos os elos, a partir do satélite até o elo mais próximo do órgão terminal.

O satélite encontra-se em ambiente de microgravidade e uma consideração mais criteriosa desse fator levaria em conta modelos que representassem a aceleração gravitacional à qual o satélite é submetido, porém, para a simulação, a aceleração gravitacional foi considerada nula.

Na fase *Inward* do algoritmo iterativo, a atenção é dirigida ao cálculo de forças e torques exercidos pelas juntas, desta feita, do elemento mais extremo até o satélite. Portanto, são importantes as forças e torques agindo no órgão terminal.

Na simulação nos concentramos na manobra de atracação, o órgão terminal encontra-se livre de carga (garra vazia), por isto são desprezados torques aplicados ao órgão terminal. Entretanto, caso fossem considerados os instantes seguintes à atracação, uma vez que a garra se prende à alça do outro veículo, seria necessária a consideração dos torques da extremidade do manipulador.

Sobre a capacidade de carga de manipuladores, Groover et al. (1989) dizem que o tamanho, a configuração, a construção e o sistema de acionamento são determinantes no projeto. Fatores importantes na seleção de uma garra são: a massa do objeto movimentado; a velocidade e aceleração com a qual o braço robô se movimenta; o coeficiente de atrito entre objeto e dedos da garra; e se a

peça pode ser pega em seu centro de massa. Se o objeto é pego fora de seu centro de massa, uma análise dos possíveis torques resultantes deve ser feita.

Com a execução desta formulação, o algoritmo, bloco RAS do simulador, obtém os torques aplicados ao centro de massa do satélite que serão enviados ao bloco de distúrbios, também chamado bloco de perturbações.

Dito isto, é importante ter em mente as saídas que o bloco RAS é capaz de fornecer ao simulador de atitude do satélite. Tais saídas serão descritas na próxima seção.

4.2.5. Obtenção das saídas do bloco RAS

Temos que, o torque do manipulador é obtido pelos cálculos do algoritmo Newton-Euler (seção 3.1.5). O centro de massa do arranjo braço-satélite pela Equação 4.5.

$$\vec{P}_{CM} = \frac{\vec{P}_{CS}M_s + \vec{P}_{C1}M_1 + \vec{P}_{C2}M_2 + \vec{P}_{C3}M_3}{M_s + M_1 + M_2 + M_3} \quad (4.5)$$

Leva-se em conta a massa do satélite e a massa de cada elo (M). Os vetores centro de massa dos elos (\vec{P}_C) são obtidos pela aplicação dos cálculos da cinemática direta (seção 3.1.2).

Os momentos de inércia de todos os elos foram calculados em sistemas fixados em seus centros de massa com orientação adequada, conforme descrito no capítulo de fundamentação teórica (seção 3.1.4). Tais momentos de inércia são descritos por matrizes às quais pode-se aplicar rotações, ou seja, multiplicar por matrizes de rotação que relacionam sistemas distintos.

Utilizando as matrizes de transformação entre sistemas de coordenadas, descritas em Hughes (1986) e comentadas no capítulo anterior, inicia-se o procedimento para transformar os momentos de inércia dos sistemas em que foram calculados para o sistema fixado ao centro de massa do satélite.

A relação entre inércias referidas a dois sistemas com mesma origem, mas com orientações distintas é dada pela Equação 4.6.

$$\mathbf{I}_a = \mathbf{C}_{ab} \mathbf{I}_b \mathbf{C}_{ab}^T \quad (4.6)$$

A execução do procedimento descrito fornece tensores de inércia em sistemas paralelos ao sistema do centro de massa do satélite, tais sistemas apresentam origem coincidente com os centros de massa dos respectivos elos.

De posse dos vetores distância aos centros de massa de todos os elos, cuja obtenção é explicada na seção 4.2.2, aplica-se o teorema dos eixos paralelos, Equação 3.26, para se obter tensores de inércia de cada elo referenciados ao sistema do centro de massa do satélite (${}^{C_s} \mathbf{I}$).

Logo o tensor de inércia total do arranjo braço-satélite referenciado ao centro de massa do satélite é dado pela Equação 4.7.

$${}^{C_s} \mathbf{I}_T = {}^{C_s} \mathbf{I}_S + {}^{C_s} \mathbf{I}_1 + {}^{C_s} \mathbf{I}_2 + {}^{C_s} \mathbf{I}_3 \quad (4.7)$$

A saída restante é calculada em seguida no algoritmo, trata-se do erro de junta, ou seja, o ângulo que a junta falta percorrer para chegar à variável de junta desejada. O erro de junta é dado pela Equação 4.8.

$$Er = \theta_T - \theta_A \quad (4.8)$$

4.2.6. Gráficos e animações

Nesta última parte do programa são geradas as animações com os movimentos do manipulador robótico e dos movimentos de atitude do satélite.

São preparadas variáveis que serão posteriormente, ao final da simulação, apresentadas sob a forma de gráficos, tais como os torques do manipulador em cada uma das juntas, bem como posição, velocidade e aceleração angulares de cada junta entre outros gráficos que serão mostrados no capítulo seguinte de

simulações e resultados. As animações do manipulador robótico utilizam o pacote *Robotics Toolbox for MATLAB (Release 9)* de Corke (2011), porém, com modificações implementadas.

4.2.7. Fluxograma do programa RAS

O fluxograma simplificado do programa RAS foi dividido em duas partes e é apresentado na Figura 4.20 e na Figura 4.21. Dada a complexidade do programa, fez-se necessária tal simplificação no fluxograma a ser apresentado, porém sem prejuízo à compreensão do funcionamento de maneira geral.

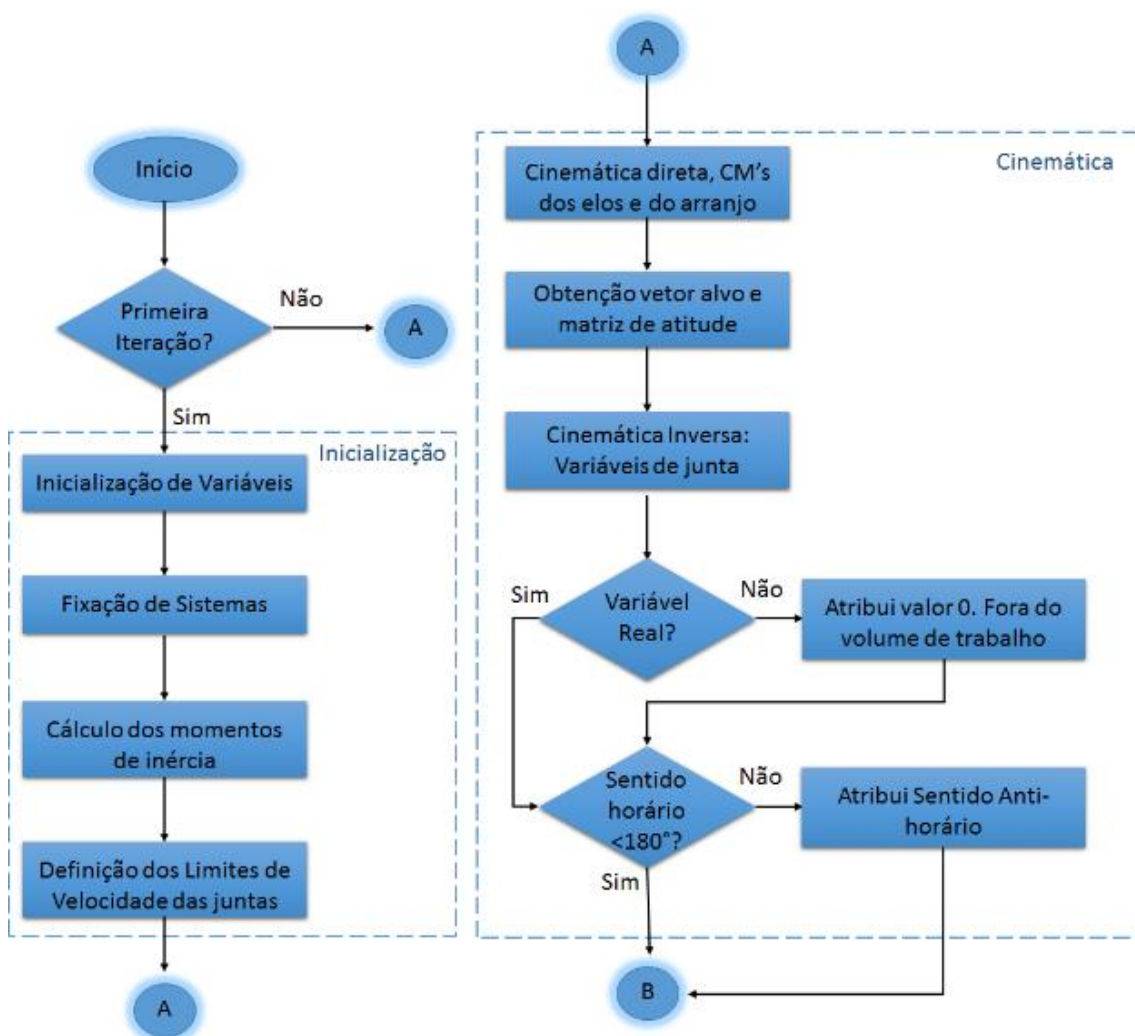


Figura 4.20 - Fluxograma simplificado RAS (parte 1).

O programa RAS efetua a inicialização de variáveis, como foi descrito na seção 4.2.1. Realiza os cálculos da cinemática, seção 4.2.2, e a geração de trajetória, seção 4.2.3, definindo os trechos aos quais cada aceleração está associada.

É operada a dinâmica para o manipulador robótico utilizando a formulação de Newton-Euler, como explicado na seção 4.2.4. São obtidas as saídas, seção 4.2.5, e gerados os gráficos e animações, seção 4.2.6.

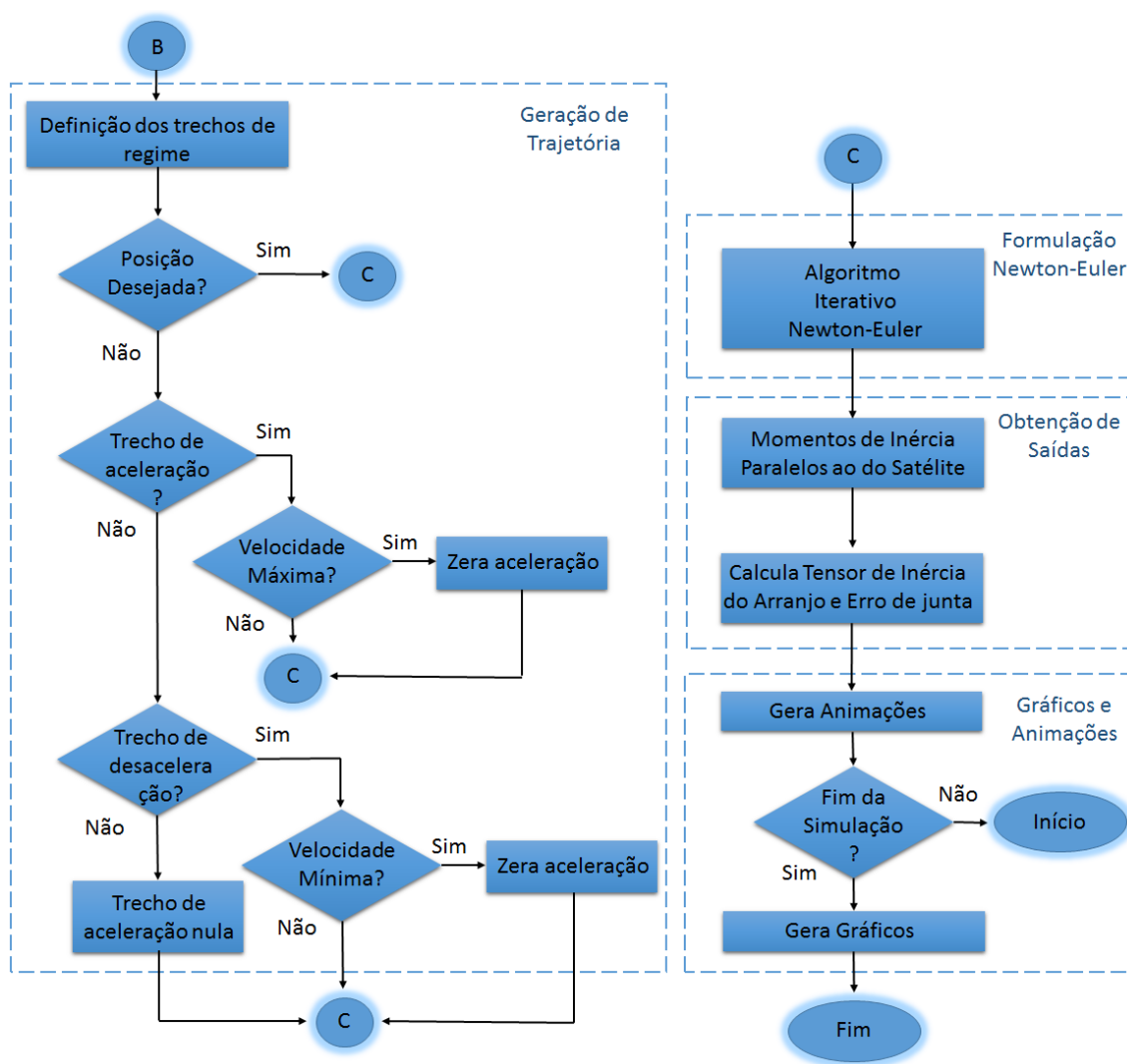


Figura 4.21 - Fluxograma simplificado RAS (parte 2).

5 SIMULAÇÕES E RESULTADOS

Este capítulo tem como finalidade apresentar os resultados obtidos com as simulações do programa RAS integrado ao simulador SAS.

Num primeiro momento percebe-se a importância de um método para estimar a precisão com a qual o manipulador robótico se movimenta, deste raciocínio emprega-se o filtro de Kalman, cujos resultados serão apresentados, para tal finalidade.

De todos os movimentos possíveis para um manipulador com a capacidade dos articulados, para validar a eficácia do método de estimação da precisão, o movimento considerado foi o mais simples possível, se trata de um movimento de extensão pura, avanço. Em seguida são obtidos resultados para um caso de flexão pura, recuo.

Que não seja feita confusão entre o movimento de flexão das juntas, diminuição do ângulo entre os elos, tratado neste trabalho e a flexão (deformação ou dobra) dos elos.

Posteriormente, algumas simulações em cenários diferentes serão executadas para demonstrar a versatilidade do simulador munido do bloco RAS. Será exigido que o manipulador leve seu órgão terminal a pontos meta distintos dentro de seu volume de trabalho, serão comparadas variáveis envolvidas e a resposta do sistema de controle do satélite.

Uma simulação desprovida de controle por parte do satélite, sistema de controle desligado, também será executada para confrontar resultados. Reafirmando que o manipulador atua na fase de *berthing*, ou atracação, e portanto, reserva características próprias da tarefa, não tendo de preocupar-se com variáveis inerentes às outras fases da união entre satélites, como a aproximação por exemplo.

5.1. Resultados das precisões estimadas

Lembrando alguns dados importantes do capítulo de fundamentação teórica, vale enfatizar que na simulação, cujos resultados serão apresentados, as medidas dos módulos incrementais de posição consistem das resoluções espaciais que servem à estimação das precisões em cada período de tempo discretizado. Na sequência, serão apresentados os resultados da aplicação do filtro de Kalman na estimação de estados, ou seja, o algoritmo estima a precisão dos movimentos realizados pelo manipulador.

É importante ressaltar que a Equação 3.38 representa a dinâmica do movimento de avanço, ou extensão do manipulador, enquanto que a dinâmica do movimento de recuo, ou flexão do manipulador, é representada pela Equação 5.1.

$$\dot{x} = -x + \omega \quad (5.1)$$

É definido um critério para a seleção da dinâmica adequada, avanço ou recuo, adotada nos cálculos da fase de propagação do filtro de Kalman, dependendo do tipo de movimento que o manipulador está executando. A equação da dinâmica é trocada quando o valor atual da medida, no instante k , excede um limiar estabelecido pelo valor da última medida, instante $k-1$, acrescido ou decrementado, convenientemente, do desvio padrão associado às medidas.

Seguem os resultados das simulações. Com condições iniciais para o estado (precisão), Equação 5.2, e covariância, Equação 5.3.

$$\bar{x}_0 = 1 \quad (5.2)$$

$$\bar{P}_0 = 1 \quad (5.3)$$

E os ruídos brancos associados à dinâmica, Equação 5.4, e às medidas, Equação 5.5. Nestas equações, para não gerar confusão, o ponto é usado como separador decimal.

$$\omega = N(0, 0.01) \quad (5.4)$$

$$v = N(0, 0.1) \quad (5.5)$$

Considerando, primeiramente, a dinâmica de avanço, na Figura 5.1 vemos o erro do filtro, diferença entre o valor estimado para o estado e o estado verdadeiro exato (dado da simulação, não degradado por incertezas), e o desvio padrão, raiz quadrada da variância atualizada no tempo, com tendência decrescente. No eixo das abscissas são apresentados os tempos para os quais a precisão é estimada, o passo definido é de 1 segundo.

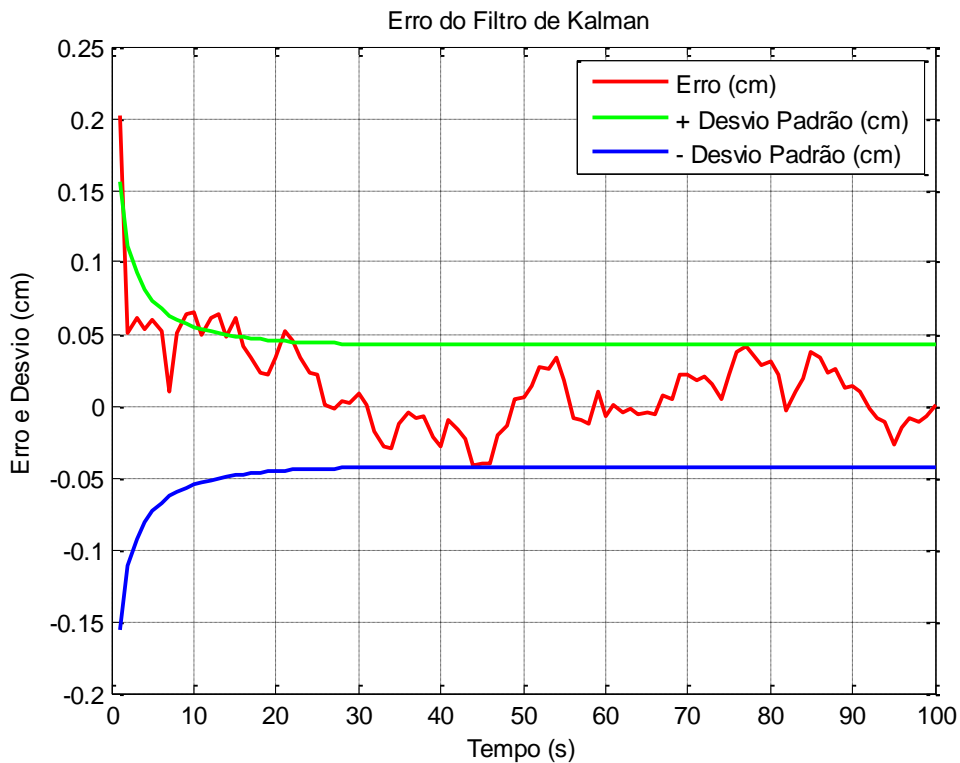


Figura 5.1 - Erro e desvio padrão x Tempo na dinâmica de avanço.

Na Figura 5.2 é apresentada a performance do filtro de Kalman na tarefa de estimar a precisão do movimento (linha verde) a partir da medida de resoluções espaciais (linha azul), estas encontram-se degradadas por incertezas que simulam inexatidões mecânicas e dos próprios instrumentos de medida, para este caso a medida foi dividida por 2 (pela definição de precisão, metade da

resolução espacial, vide capítulo 3) e então desenhada sobre o gráfico do estado exato (linha vermelha).

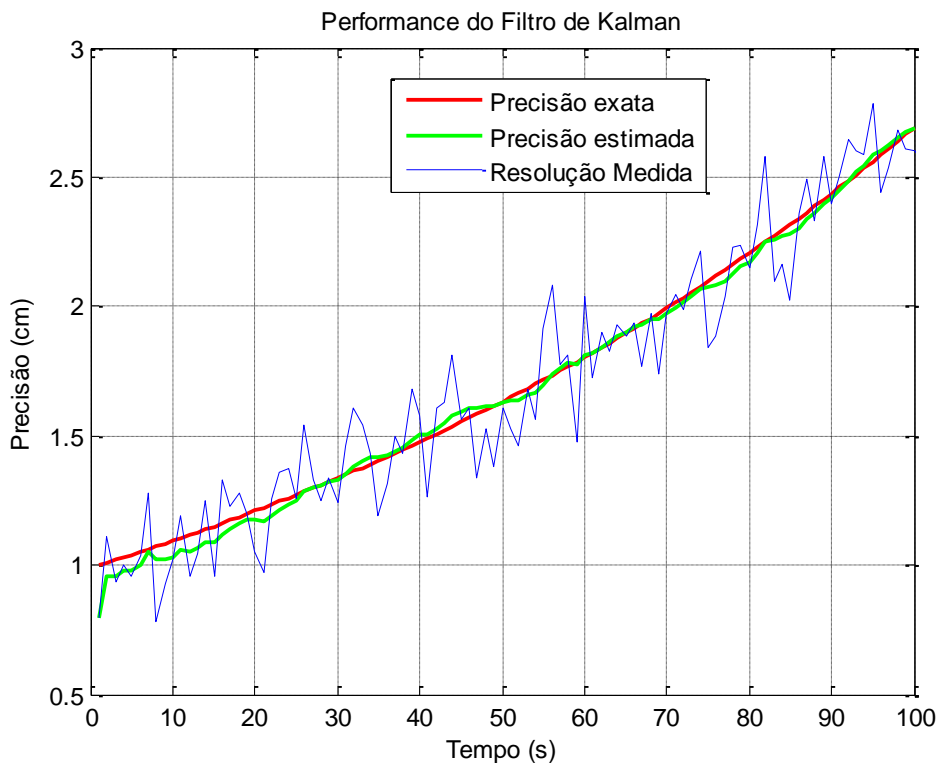


Figura 5.2 - Performance do filtro de Kalman na dinâmica de avanço.

Podemos observar o progresso das estimações apresentando um valor numericamente mais próximo do estado exato do que os valores das medidas. Na Figura 5.3 acompanhamos a evolução dos valores dos resíduos resultantes do processo de estimação, dados pela Equação 5.6, ao longo da simulação (KUGA, 2005).

$$R_M = y_k - H_k \bar{x}_k \quad (5.6)$$

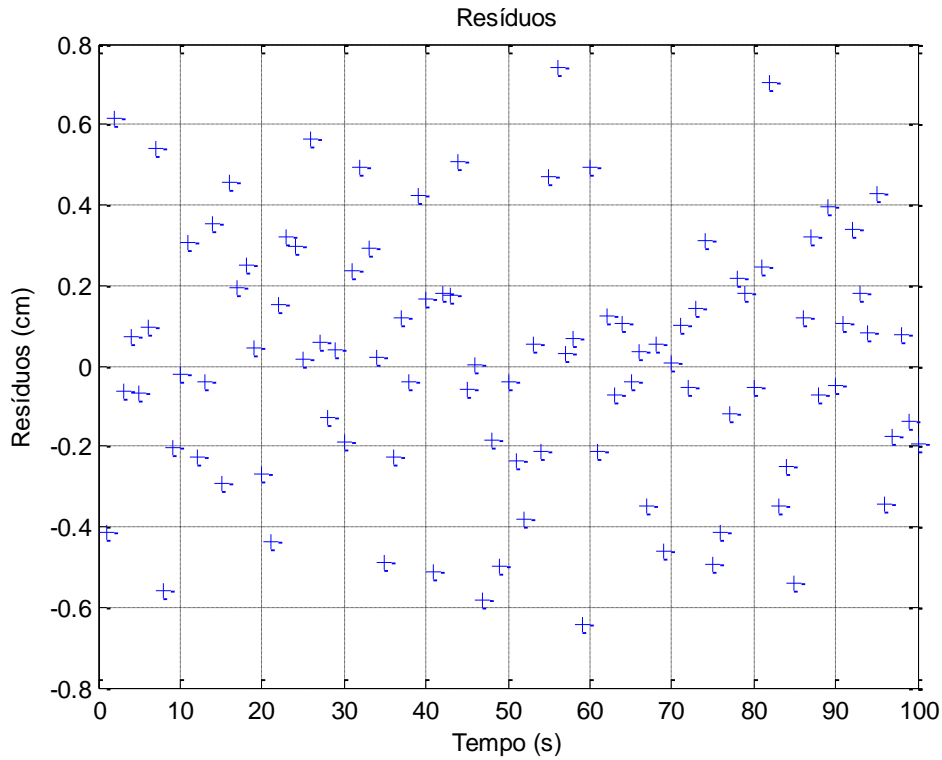


Figura 5.3 - Resíduo x Tempo na dinâmica de avanço.

A Figura 5.4 mostra a distribuição dos resíduos e pela sua forma e valor máximo podemos inferir que se trata de uma distribuição normal com média (μ) 0 e desvio padrão (σ) 0,31 cm, aproximadamente. A função densidade de probabilidade é dada pela Equação 5.7.

$$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2} \quad (5.7)$$

A Figura 5.5 apresenta o histograma obtido a partir dos resíduos do processo de estimação. Uma envoltória de forma gaussiana pode ser observada.

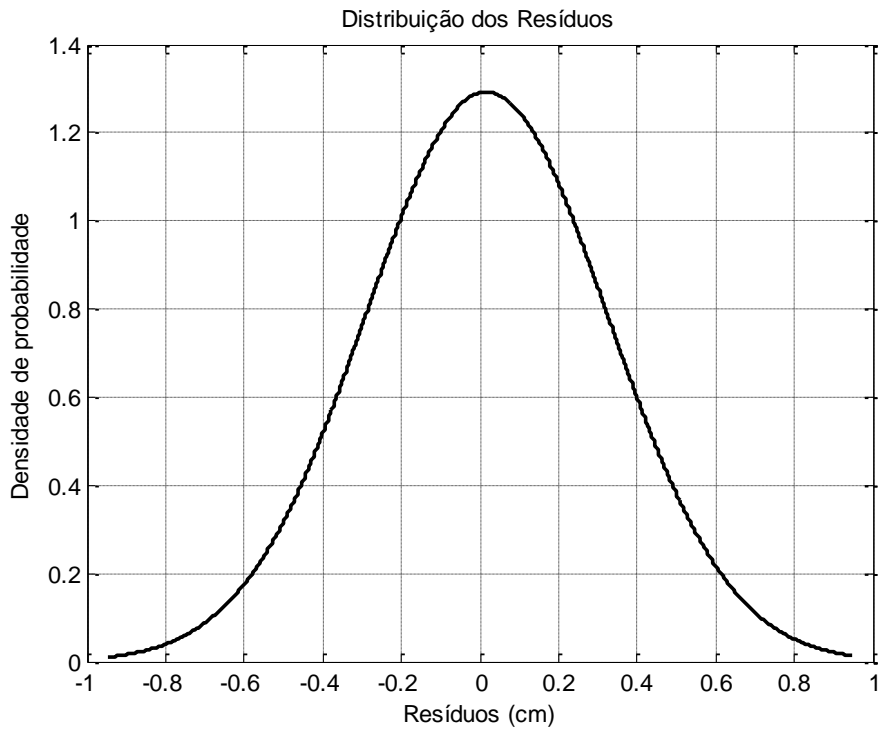


Figura 5.4 - Distribuição dos resíduos na dinâmica de avanço.

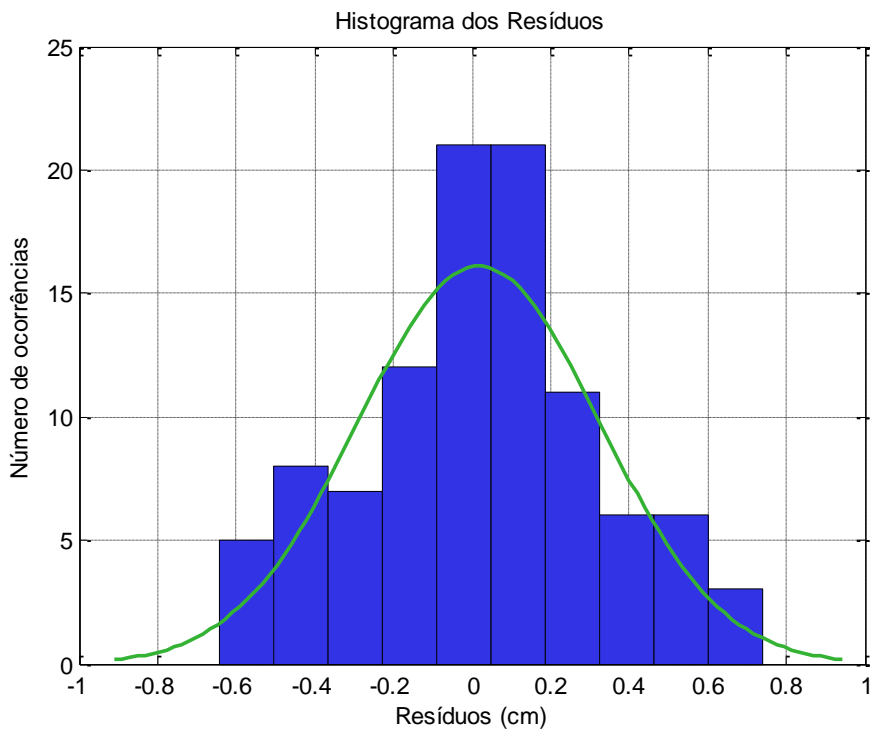


Figura 5.5 - Histograma dos resíduos na dinâmica de avanço.

Analogamente, para o recuo obtém-se os gráficos que seguem, uma vez alterada a dinâmica do movimento. A Figura 5.6 apresenta o gráfico do erro e desvio padrão. A Figura 5.7 apresenta a performance do filtro.

A Figura 5.8 ilustra os resíduos ao longo do tempo e a Figura 5.9 apresenta a distribuição dos resíduos com, aproximadamente, a mesma média e desvio padrão verificados para o movimento de avanço.

A Figura 5.10 apresenta o histograma obtido a partir dos resíduos do processo de estimação na dinâmica de recuo. A exemplo do que ocorreu com a dinâmica de avanço, uma envoltória de forma gaussiana pode ser observada.

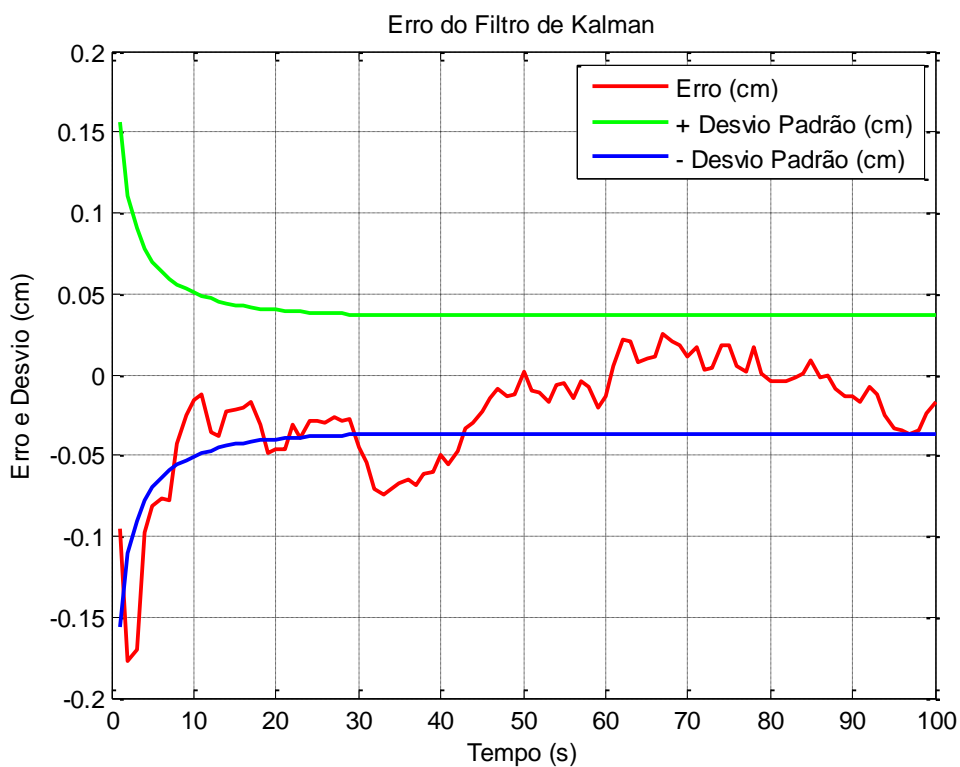


Figura 5.6 - Erro e desvio padrão x Tempo na dinâmica de recuo.

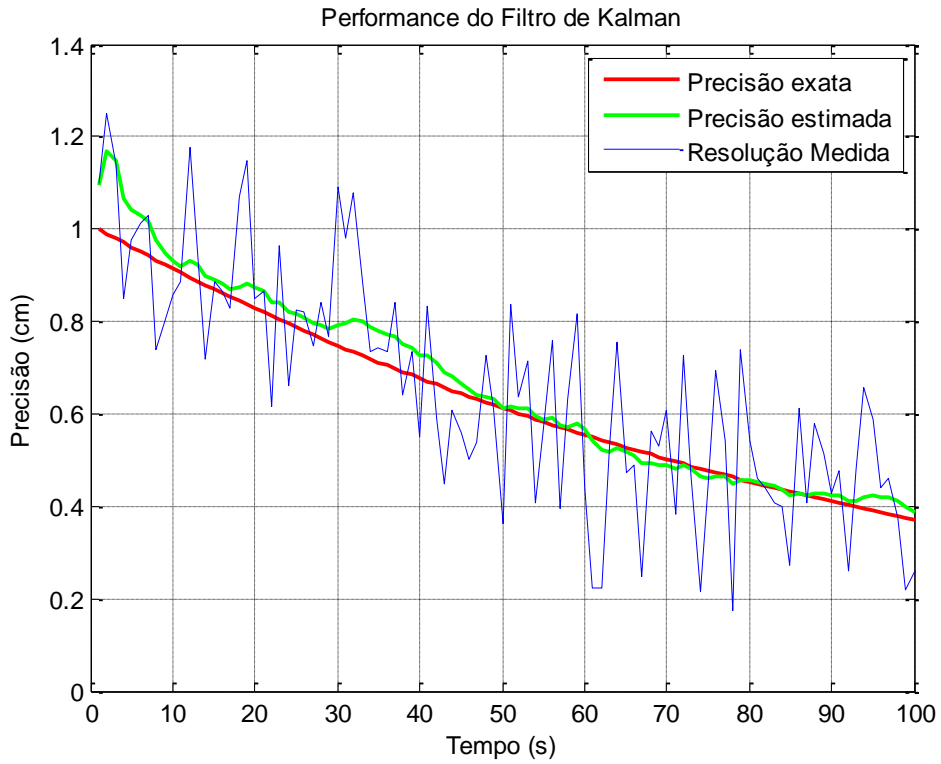


Figura 5.7 - Performance do filtro de Kalman na dinâmica de recuo.

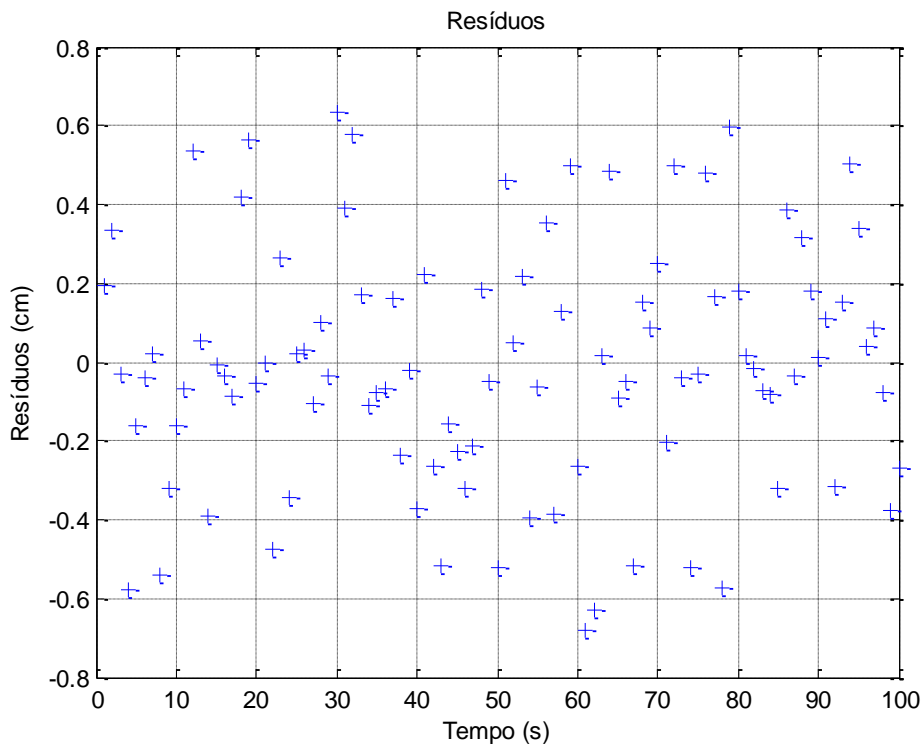


Figura 5.8 - Resíduo x Tempo na dinâmica de recuo.

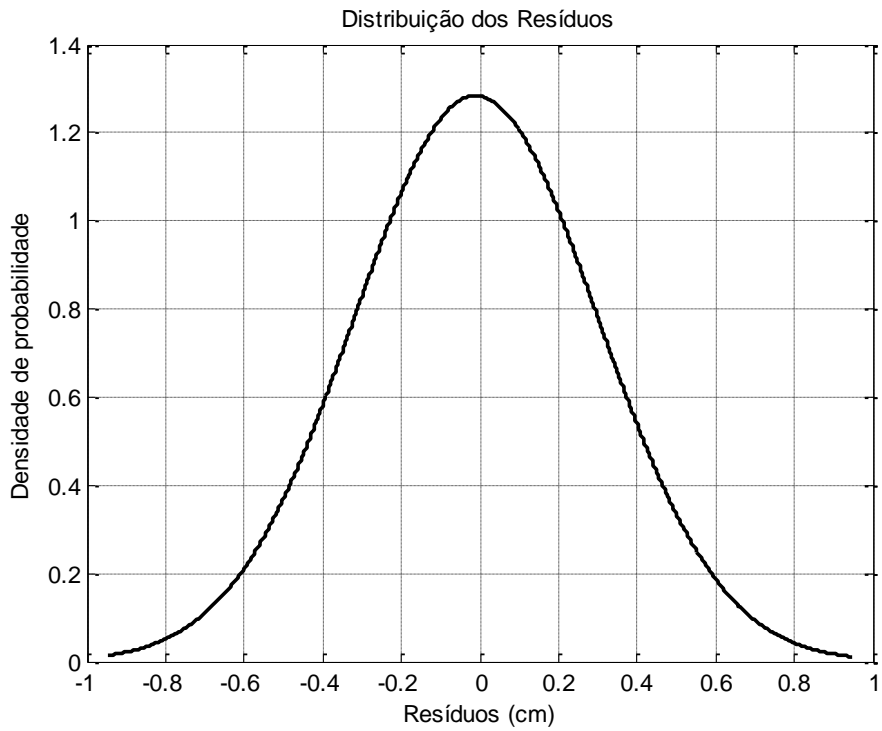


Figura 5.9 - Distribuição dos resíduos na dinâmica de recuo.

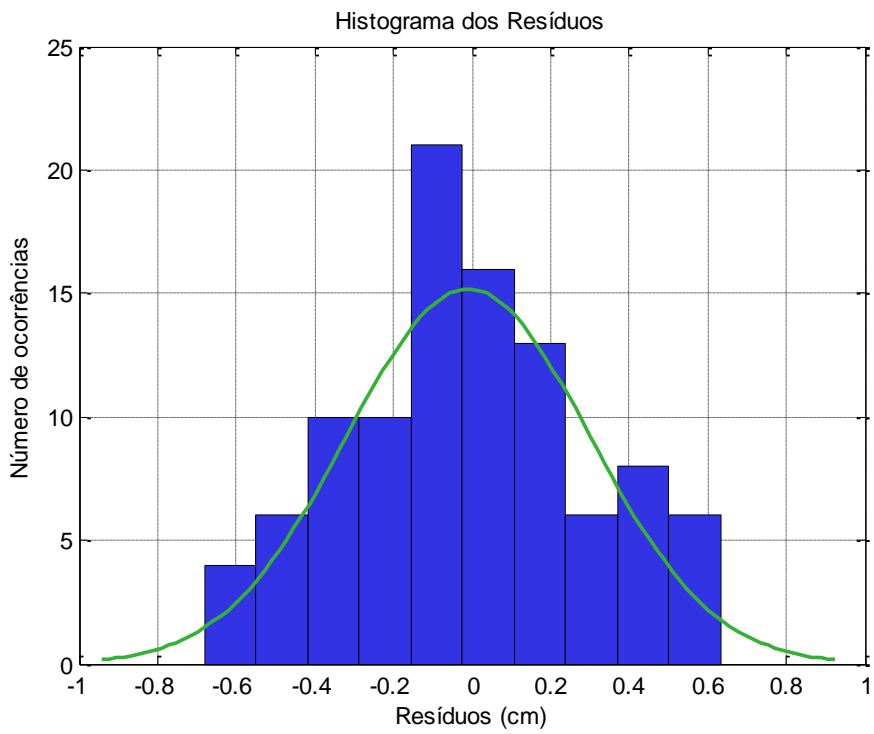


Figura 5.10 - Histograma dos resíduos na dinâmica de recuo.

5.2. Resultados das simulações de atracção

Serão descritas sete simulações, com as quais vários resultados relevantes serão coletados, em todas foram configurados os mesmos ganhos para o controlador (PID) de atitude do satélite, assegurando uniformidade entre as simulações e manutenção dos critérios de desempenho, que não são o foco deste trabalho.

No presente trabalho, as especificações de desempenho não serão tratadas como restrições impostas ao projeto do controlador. Os ganhos do controlador de atitude do satélite são definidos, arbitrariamente. A única condição para configuração dos ganhos é o alcance da referência dentro do tempo de simulação.

Para guardar uniformidade entre as diferentes simulações, o ponto meta configurado foi mantido. A posição desejada, que localiza a alça que a garra precisa alcançar, em coordenadas cartesianas $(x; y; z)$ é $(-0,1; 1,3; 1,6)$ metros. Os ganhos proporcional, integral e derivativo são, respectivamente, $200, 0,0002, 1000$. O passo da simulação é $0,5$ segundo, considerado suficientemente pequeno à aplicação.

As juntas, bem como o satélite, partem do repouso e assim são inicializadas. Em cada simulação, os valores de referência para o sistema de controle de atitude do satélite serão alterados, porém sempre com a mesma atitude inicial, 0° em todos os eixos. As duas últimas simulações têm o sistema de controle desligado. As juntas têm ângulo inicial de 0° e o tempo total de simulação é de 100 segundos.

Foi necessária a configuração de uma tolerância de aproximação ao alvo, ou seja, um valor de erro para as variáveis de junta, dentro do qual considera-se que o ponto meta foi alcançado. A tolerância definida, arbitrariamente, para as juntas foi de $0,0075$ radianos para mais ou para menos. Na prática, tal tolerância deve ser estipulada em razão da necessidade e da aplicação.

Nas simulações, a velocidade mínima e a máxima configuradas, respectivamente, foram $0,01 \text{ rad/s}$ e $10,0 \text{ rad/s}$ para todas as juntas.

5.2.1. Resultados da simulação 1

Na primeira simulação a referência para o sistema de controle é 0° em todas as direções, *roll*, *pitch* e *yaw*.

Os gráficos que seguem representam os resultados da simulação. A Figura 5.11 mostra o manipulador robótico no término de seu movimento, alcançando a posição desejada, ponto meta.

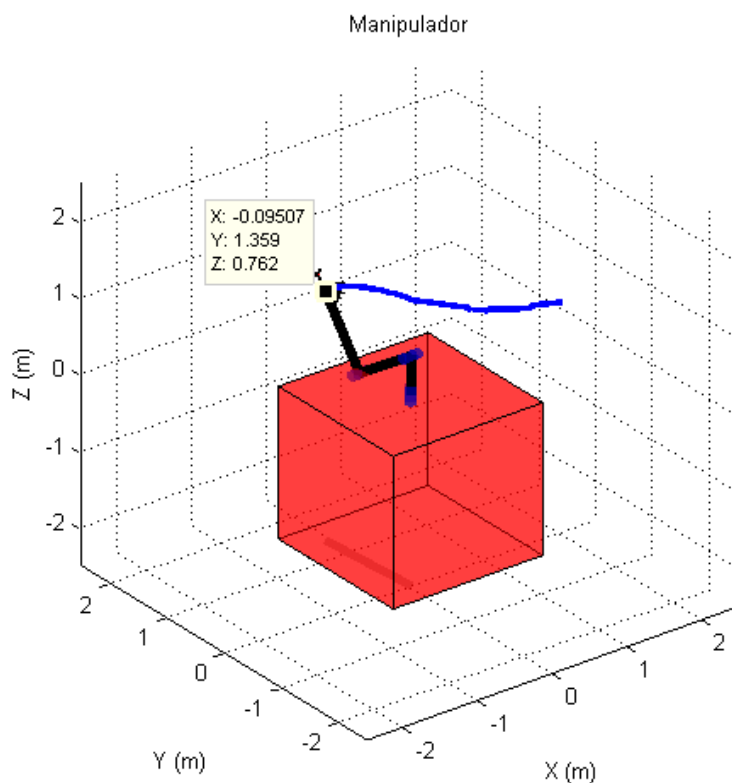


Figura 5.11 - Manipulador (simulação 1).

Comparando a posição final do manipulador com a posição definida para o ponto meta, percebemos pequena discrepância, haja vista que na coordenada z existe a distância do centro de massa do satélite (cubo de aresta 2 m) à junta 1 do

manipulador, ou seja, 1 m . Esta simulação, com o sistema de controle do satélite trabalhando para mantê-lo parado, é a que mais se aproxima daquele que seria o comportamento do manipulador em ambiente terrestre.

A Figura 5.12 apresenta, no espaço tridimensional, o torque no satélite devido à movimentação do robô, enquanto a Figura 5.13 o apresenta com gráficos separados para cada componente. Estes gráficos são descritos em função do tempo.

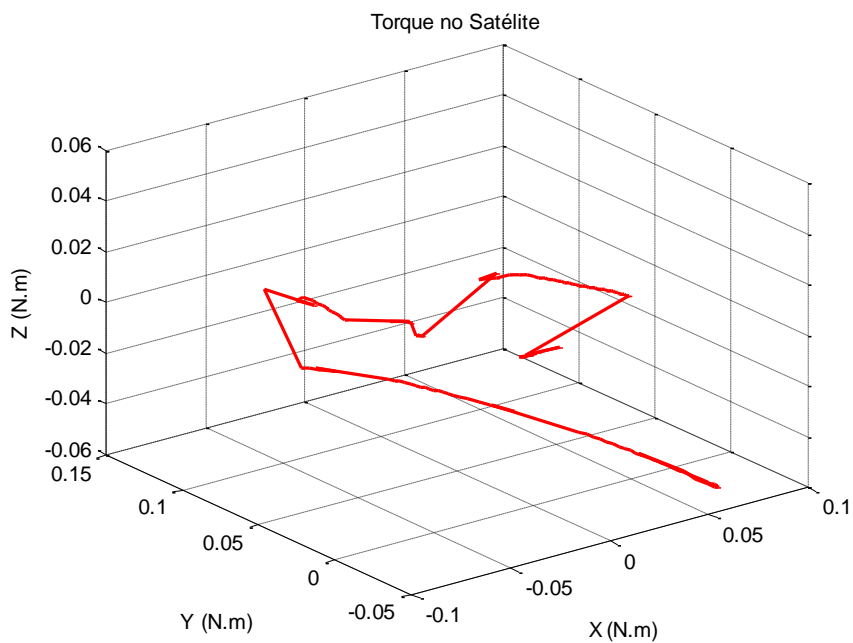


Figura 5.12 - Torque no satélite (3D) (simulação 1).

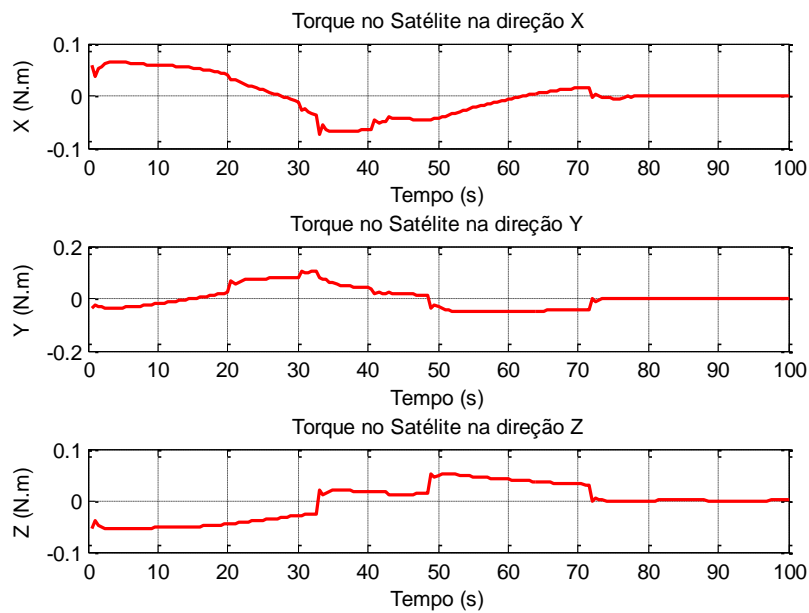


Figura 5.13 - Torque no satélite (simulação 1).

Por meio dos últimos gráficos temos noção da ordem de grandeza dos torques decorrentes da movimentação do manipulador robótico.

Igualmente, nos interessa conhecer o torque, que a referida movimentação, provoca no centro de massa (CM) do arranjo braço-satélite. Este se encontra na Figuras 5.14 e na Figura 5.15.

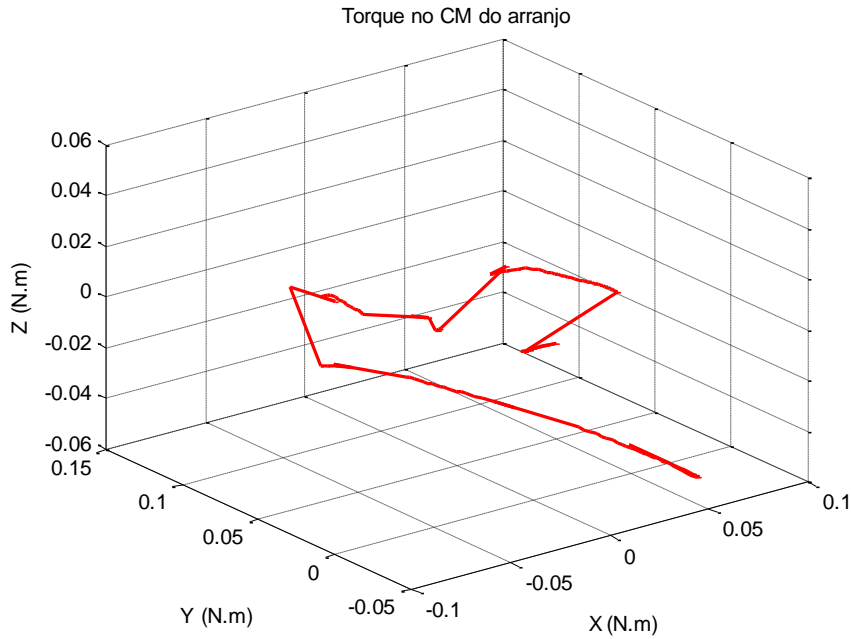


Figura 5.14 - Torque no centro de massa do arranjo (3D) (simulação 1).

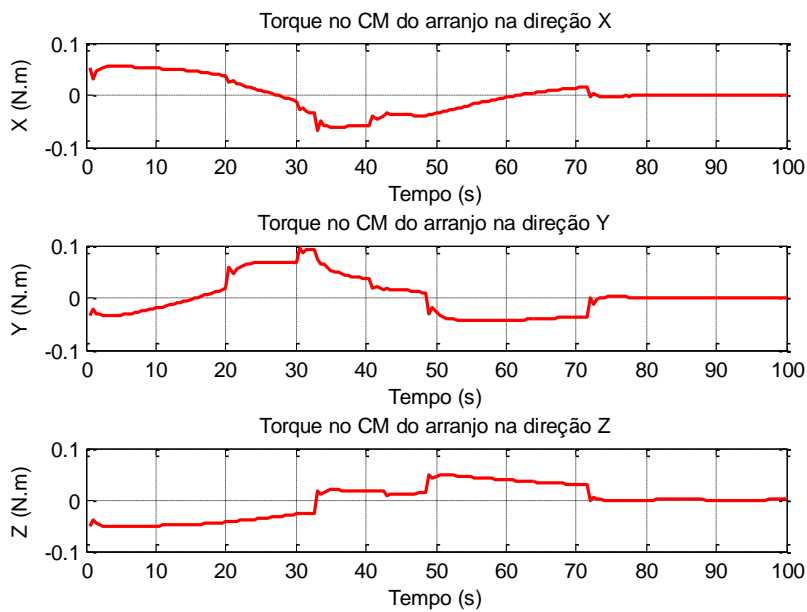


Figura 5.15 - Torque no centro de massa do arranjo (simulação 1).

A Figura 5.16 apresenta, somente com o objetivo de ilustrar a variedade de resultados possíveis de se extrair da simulação, os torques de cada uma das

três juntas que compõem o manipulador. À medida que o manipulador se movimenta, o centro de massa do arranjo braço-satélite se altera e é recalculado a cada iteração. A Figura 5.17 mostra o deslocamento do centro de massa no espaço tridimensional, enquanto a Figura 5.18 apresenta as componentes do vetor centro de massa do arranjo braço-satélite em função do tempo.

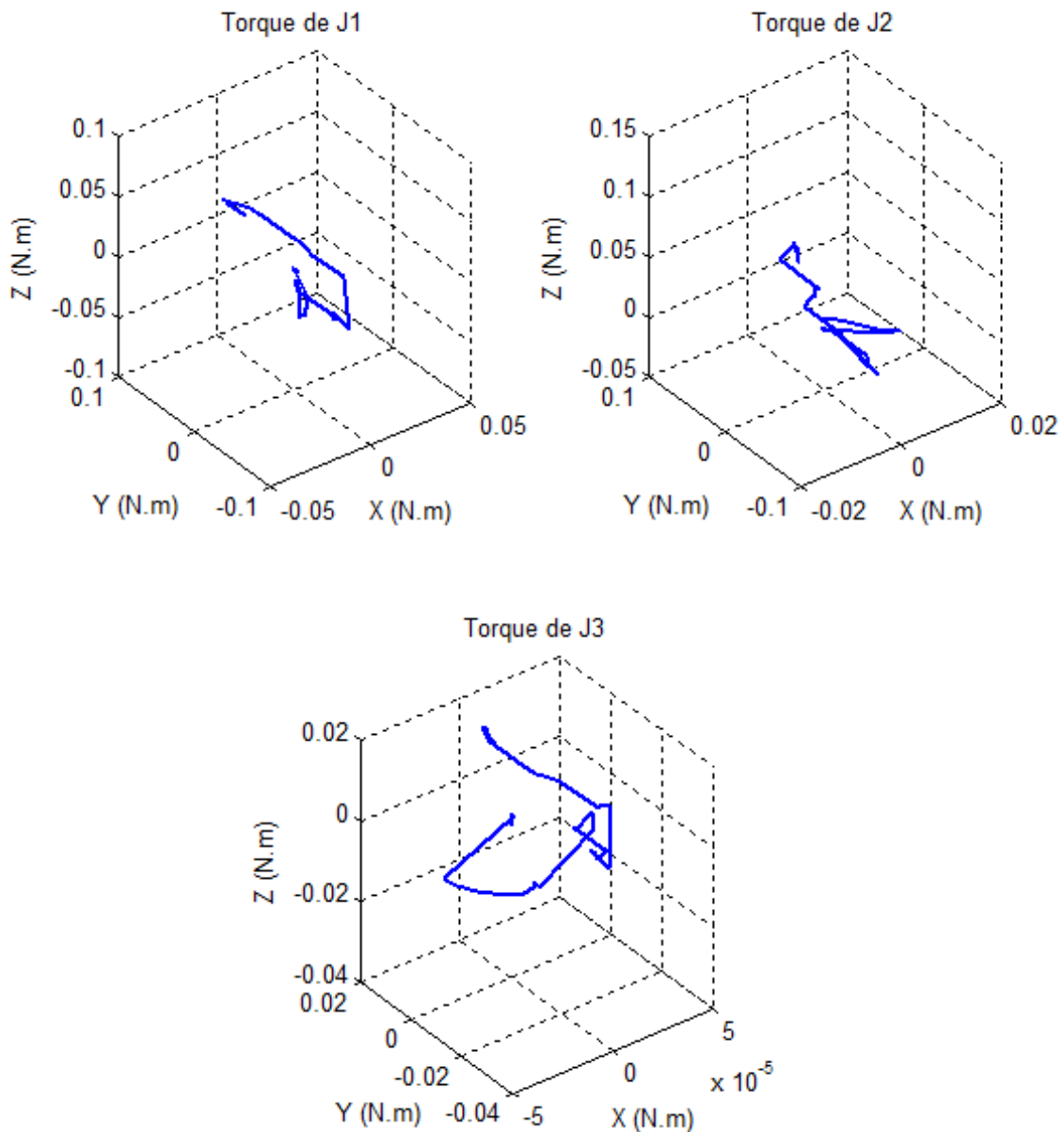


Figura 5.16 - Torque das juntas (simulação 1).

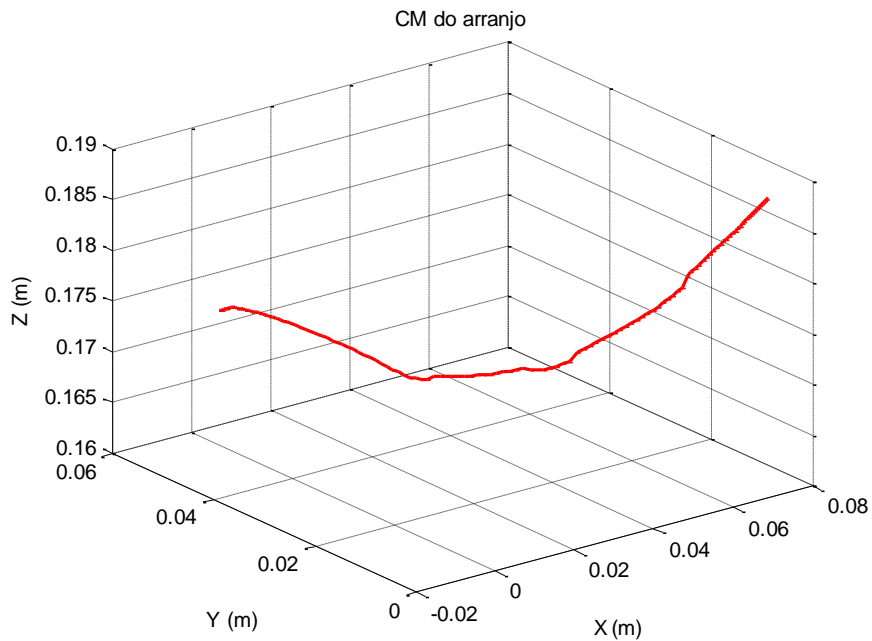


Figura 5.17 - Centro de massa do arranjo (3D) (simulação 1).

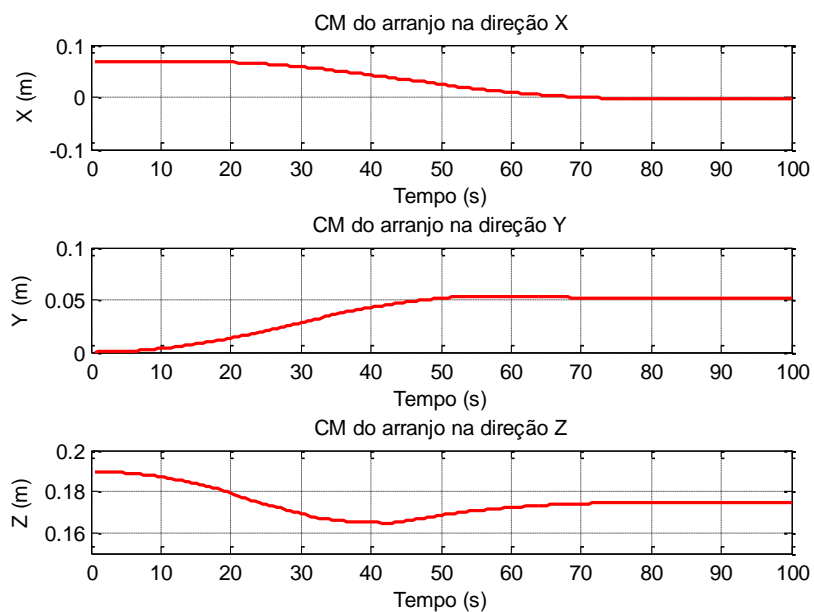


Figura 5.18 - Centro de massa do arranjo (simulação 1).

Interessante notar, pelo último gráfico, a ordem de grandeza da variação do centro de massa do arranjo.

As posições (Figura 5.19), velocidades (Figura 5.20) e acelerações (Figura 5.21) angulares das juntas são apresentadas nos gráficos que seguem. Não necessariamente, as juntas alcançarão sua variável de junta desejada ao mesmo tempo. A última junta a fazê-lo tem vital importância porque marca o tempo necessário para a garra encontrar a alça durante a manobra. Na Figura 5.20, é evidenciado o tempo no qual a última junta interrompe seu movimento, posicionando o órgão terminal no ponto meta.

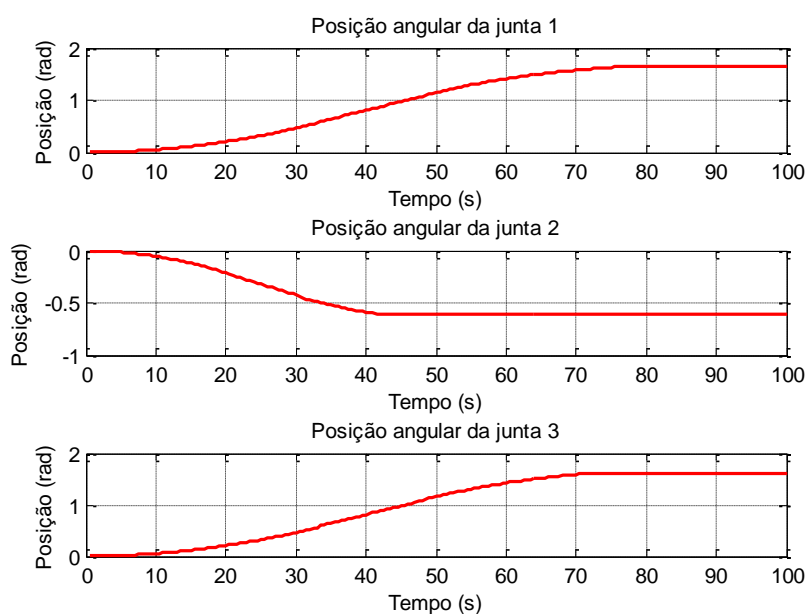


Figura 5.19 - Posições angulares das juntas (simulação 1).

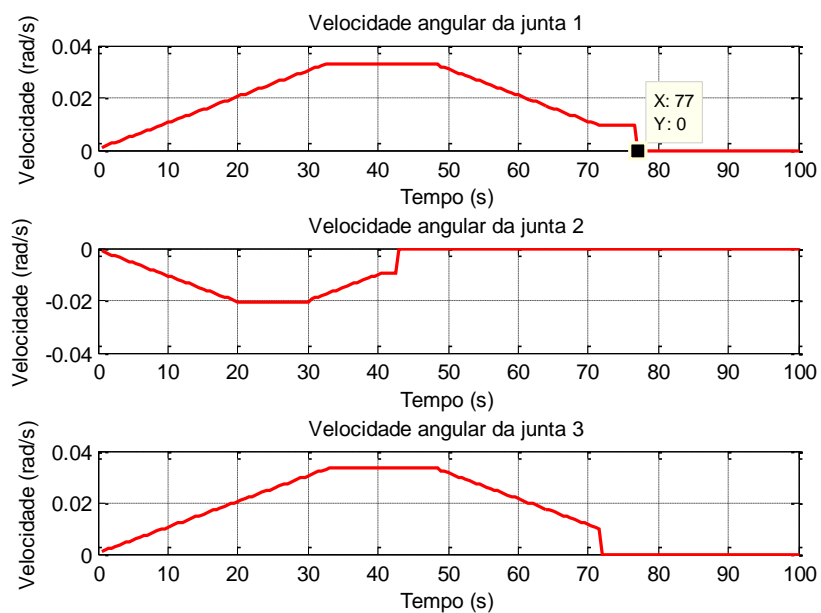


Figura 5.20 - Velocidades angulares das juntas (simulação 1).

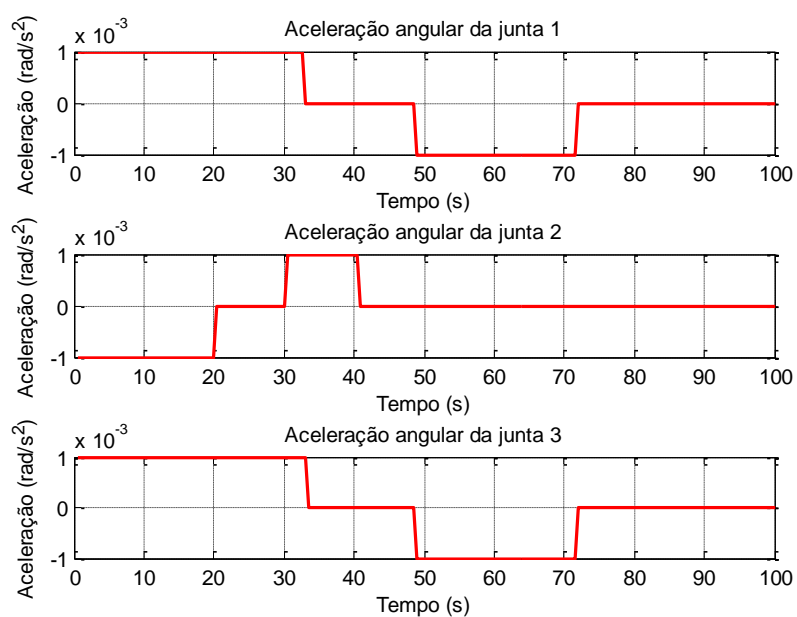


Figura 5.21 - Acelerações angulares das juntas (simulação 1).

Os gráficos de posição, velocidade e aceleração angulares se mostram semelhantes àqueles previstos na Figura 4.19.

Agora, são apresentados os gráficos com o estado atual e a referência para os eixos de *roll* (Figura 5.22), *pitch* (Figura 5.23) e *yaw* (Figura 5.24). Estes gráficos demonstram o funcionamento do sistema de controle de atitude do satélite.

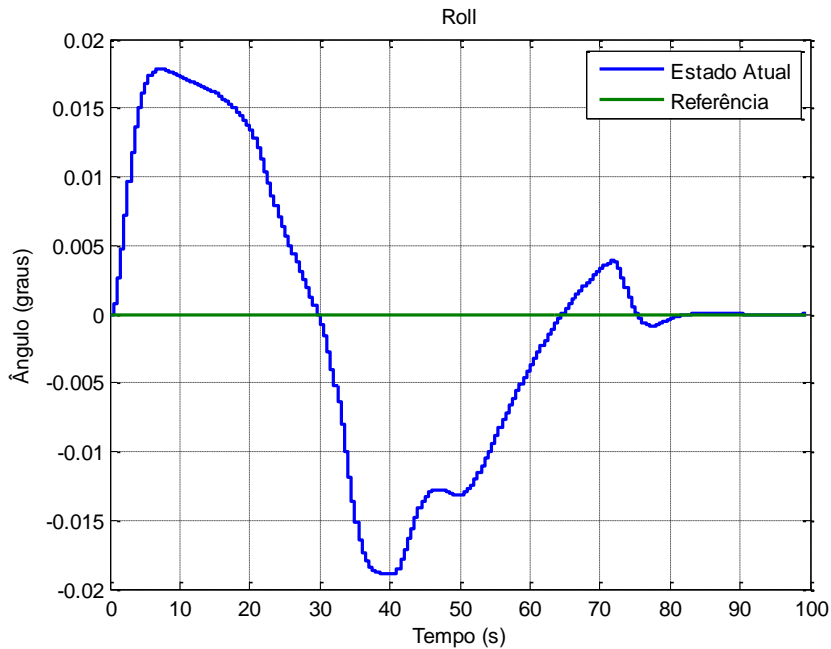


Figura 5.22 - Estado atual e referência de *roll* (simulação 1).

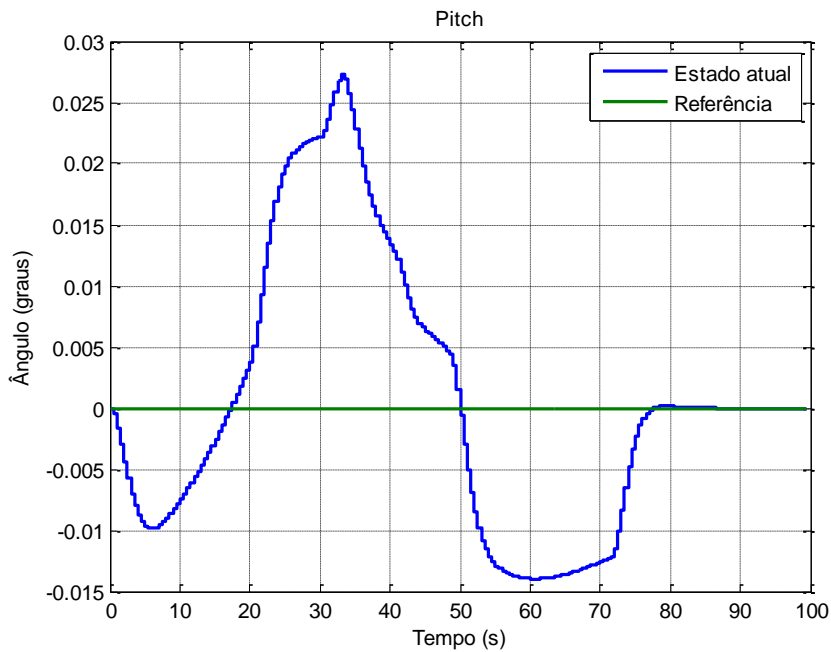


Figura 5.23 - Estado atual e referência de *pitch* (simulação 1).

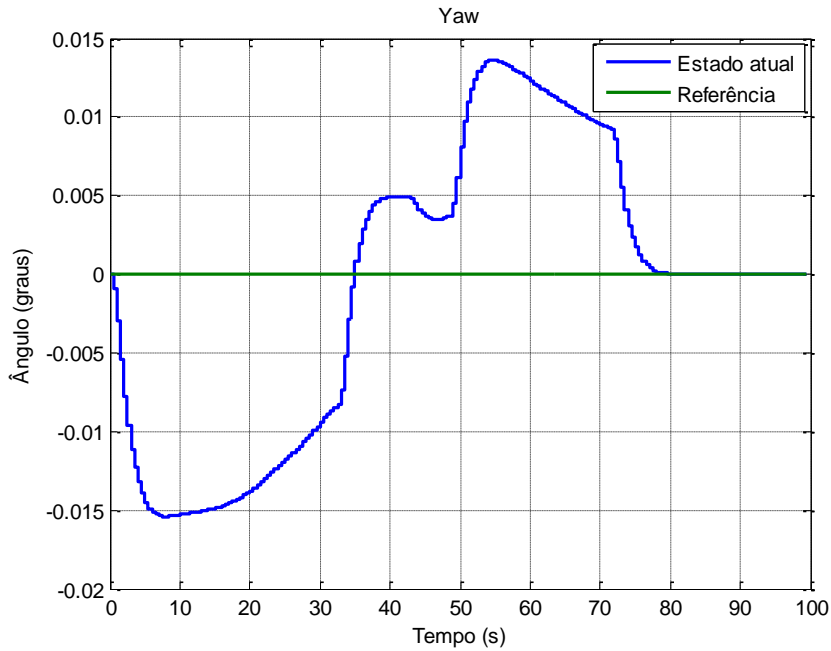


Figura 5.24 - Estado atual e referência de yaw (simulação 1).

A ação dos atuadores do satélite é comandada pelo sinal de controle, que é a saída do bloco controlador. Na Figura 5.25, o vetor de torque dos atuadores do sistema de guiamento, navegação e controle (GNC) do satélite tem suas componentes comparadas. O mesmo ocorre com o torque do manipulador, na Figura 5.26. A Figura 5.25 e a Figura 5.26 revelam um comportamento, aproximadamente, simétrico entre o controle do satélite e o mecanismo robótico.

Na Figura 5.27, são apresentados os elementos da matriz de inércia do arranjo braço-satélite com seus momentos e produtos de inércia. Os produtos de inércia são, numericamente, menores e concentram-se na parte inferior do gráfico. Esta é uma das saídas do bloco RAS e serve ao cálculo da dinâmica.

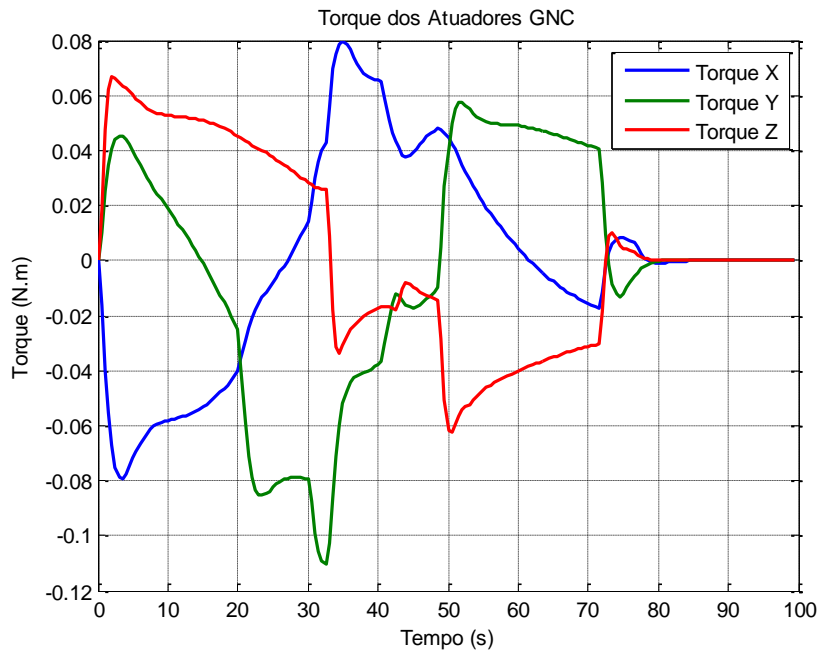


Figura 5.25 - Torque dos atuadores (GNC) (simulação 1).

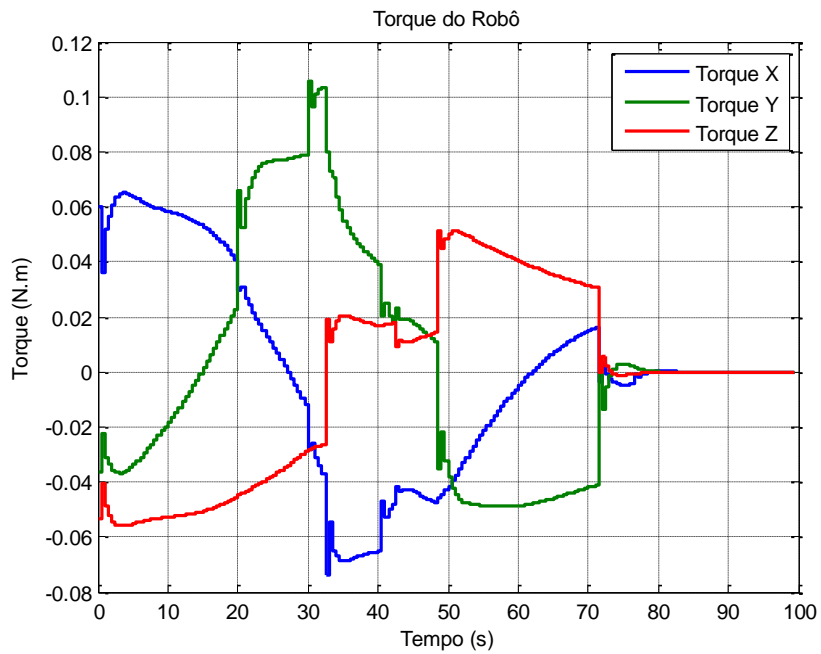


Figura 5.26 - Torque do robô (simulação 1).

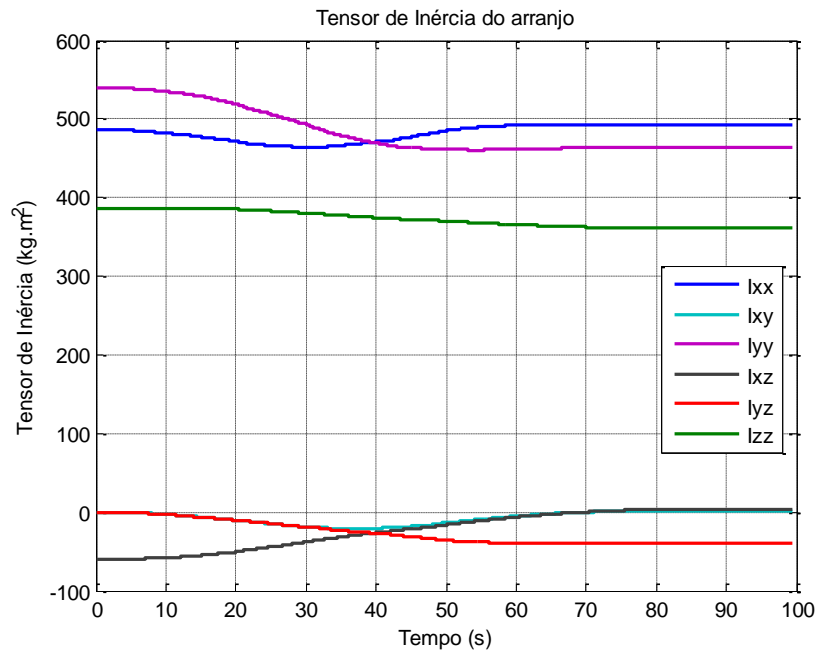


Figura 5.27 - Elementos da matriz de inércia (simulação 1).

A quantidade de gráficos, que num primeiro olhar pode parecer demasiada, demonstram, na verdade, uma pequena parte dos acompanhamentos de variáveis que podem interessar ao pesquisador que opera o simulador. Aqui nos concentraremos apenas em algumas delas.

Outras saídas do bloco RAS são o erro de junta, Figura 5.28, e o vetor centro de massa do arranjo braço-satélite, Figura 5.29, agora com suas componentes sobrepostas. A tendência do erro de junta à 0 rad revela a aproximação das juntas ao valor desejado.

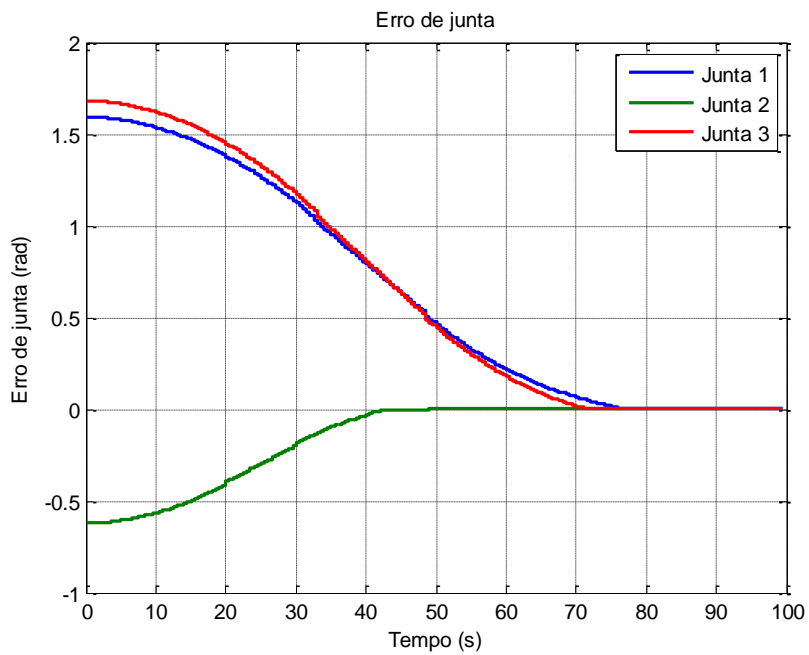


Figura 5.28 - Erro de junta (simulação 1).

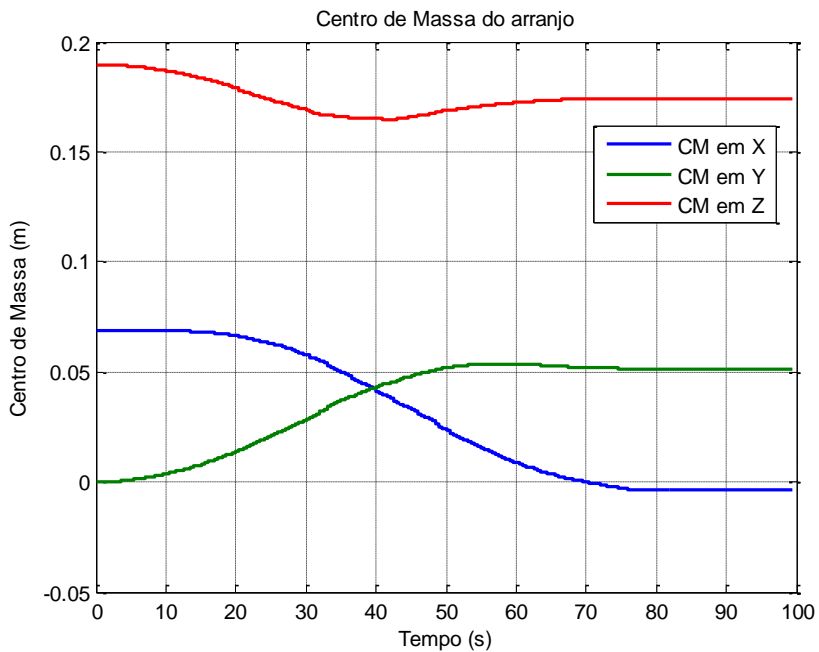


Figura 5.29 - Centro de massa do arranjo (comparação) (simulação 1).

5.2.2. Resultados da simulação 2

Para a segunda simulação, foi configurado como referência para a direção de *yaw* do satélite o ângulo de 10 graus (*roll* e *pitch* em 0°). Então, a simulação é executada.

O movimento do satélite implica uma mudança da posição da base, o que resulta em uma alteração do vetor desejado para a garra no sistema do manipulador. Como verificamos na Figura 5.30 quando comparada com a Figura 5.11.

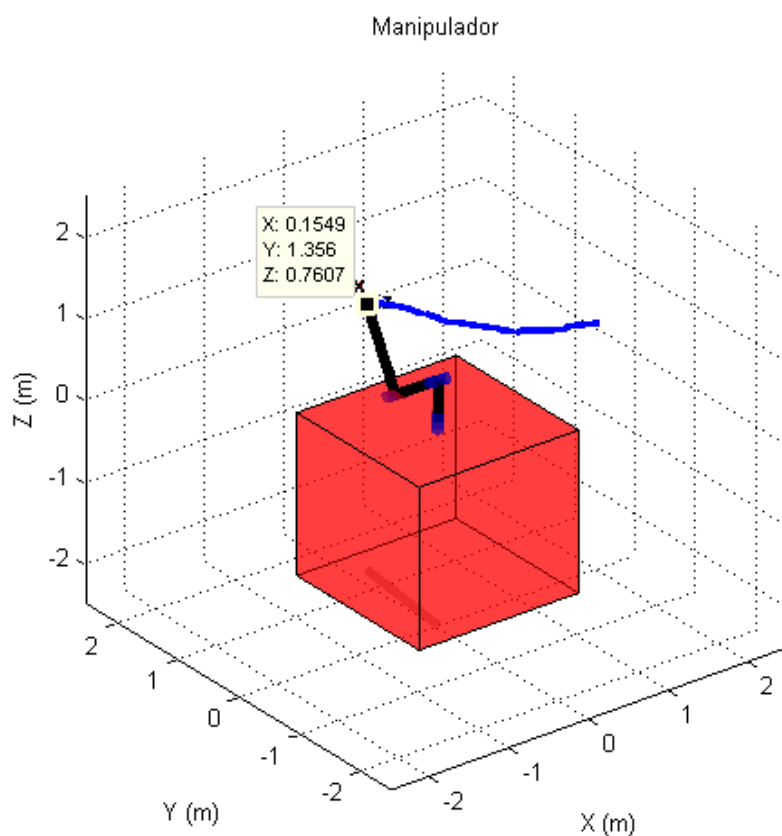


Figura 5.30 - Manipulador (simulação 2).

Os próximos gráficos, Figura 5.31 e Figura 5.32, apresentam o torque no satélite devido à movimentação do robô, no espaço tridimensional e no plano em função do tempo, respectivamente.

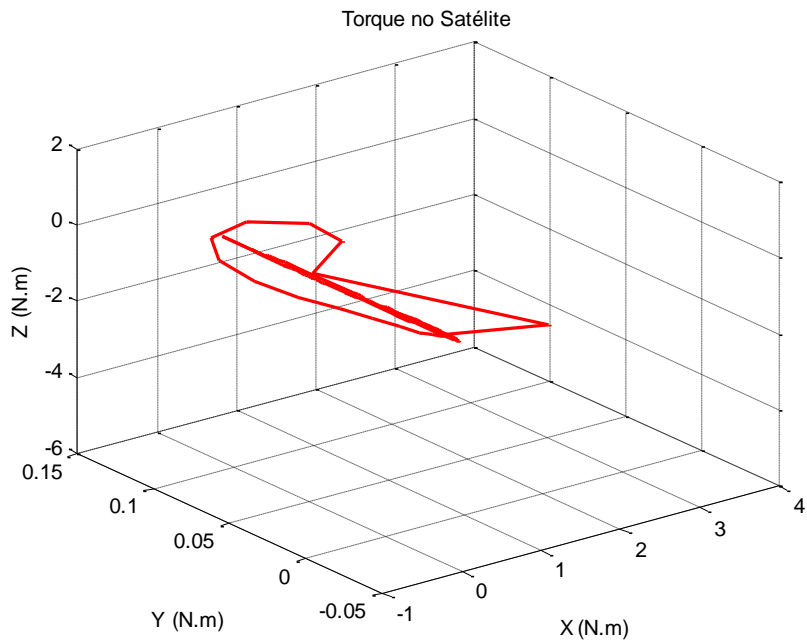


Figura 5.31 - Torque no satélite (3D) (simulação 2).

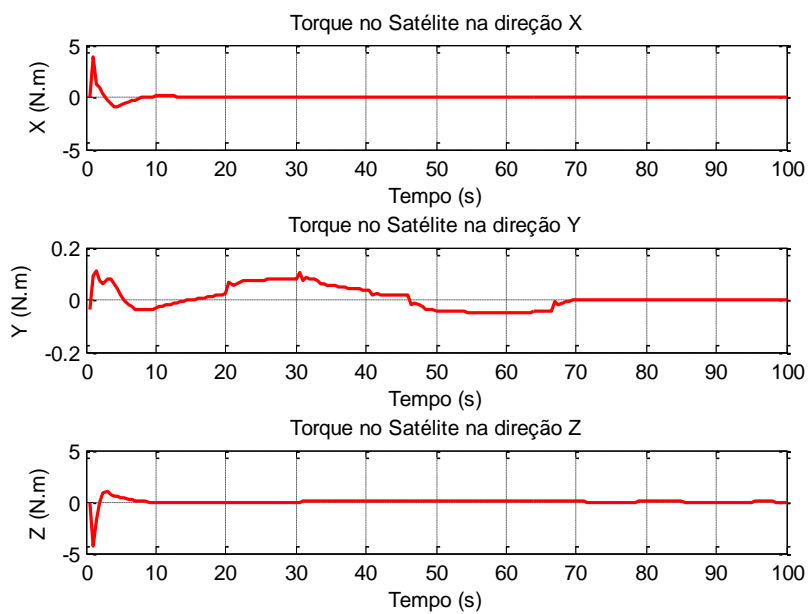


Figura 5.32 - Torque no satélite (simulação 2).

A Figura 5.33 ilustra a excursão do centro de massa do arranjo braço-satélite no espaço tridimensional. A Figura 5.34 mostra as componentes do vetor de centro de massa do arranjo em função do tempo.

Posteriormente, serão apresentados os gráficos de posição (Figura 5.35), velocidade (Figura 5.36) e aceleração (Figura 5.37) angulares das juntas, com atenção especial ao tempo de parada da última junta, Figura 5.36.

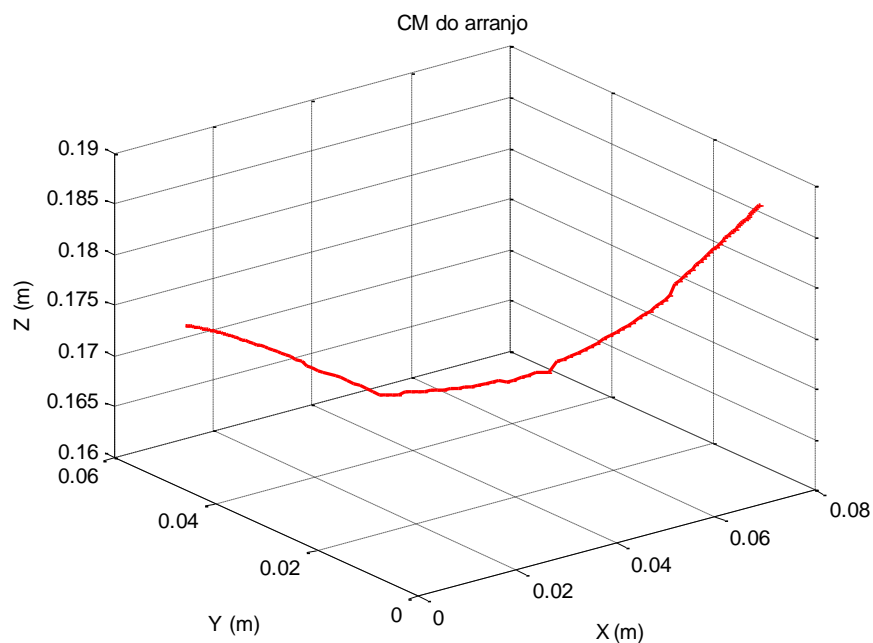


Figura 5.33 - Centro de massa do arranjo (3D) (simulação 2).

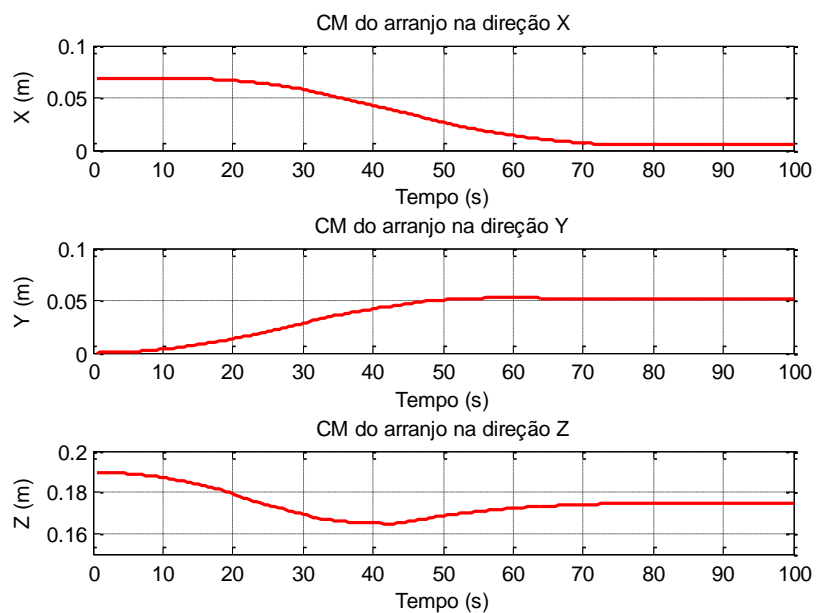


Figura 5.34 - Centro de massa do arranjo (simulação 2).

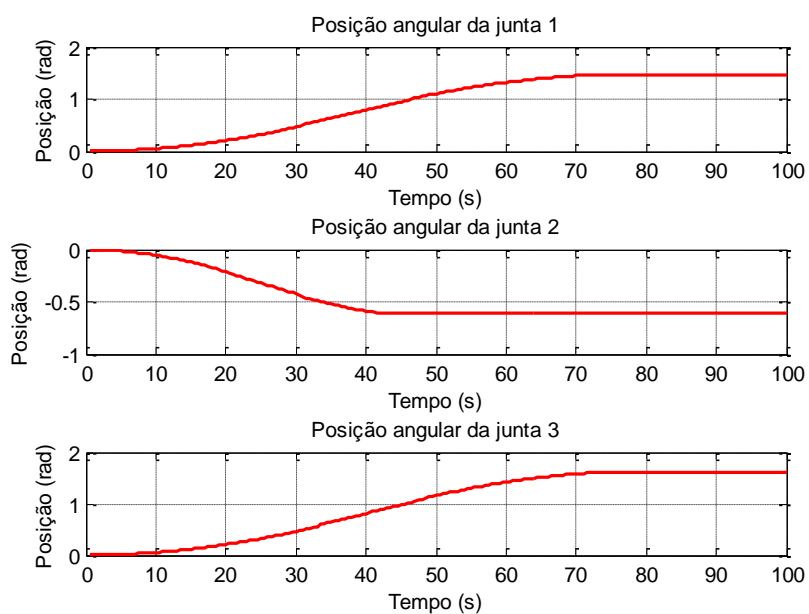


Figura 5.35 - Posições angulares das juntas (simulação 2).

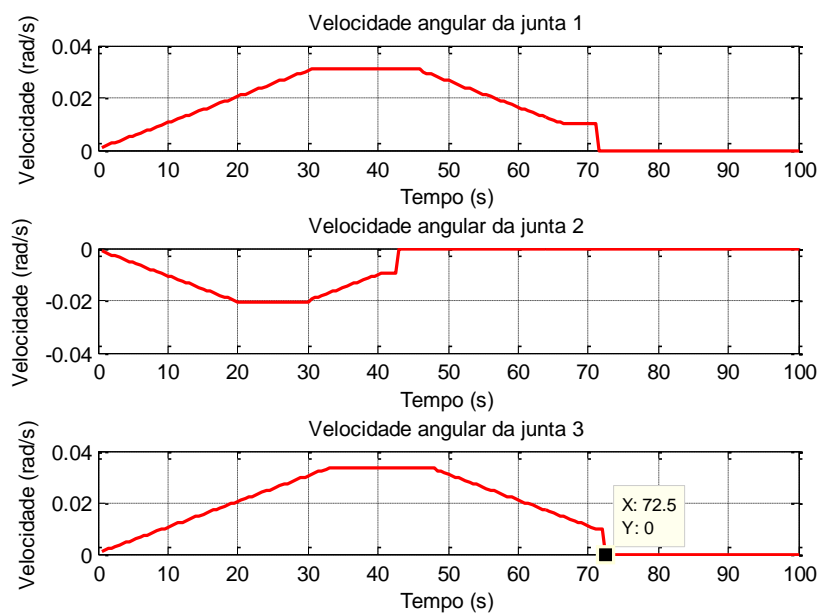


Figura 5.36 - Velocidades angulares das juntas (simulação 2).

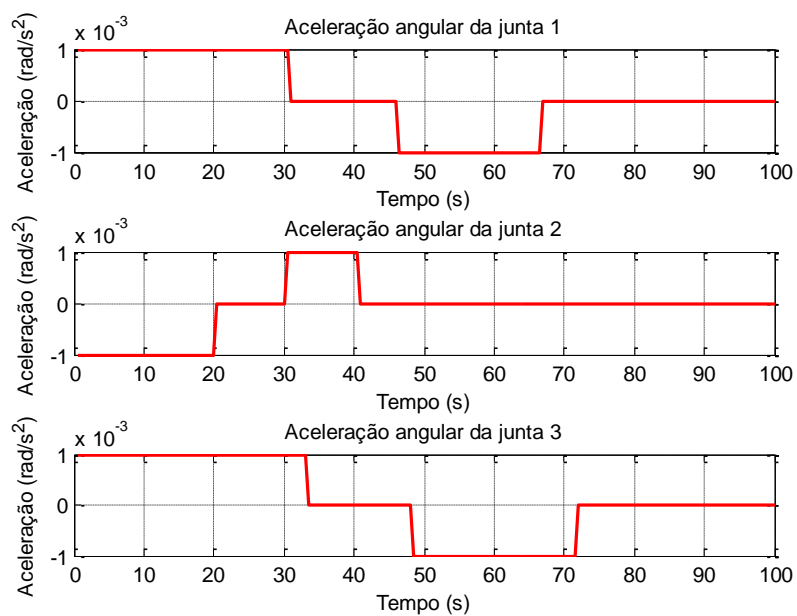


Figura 5.37 - Acelerações angulares das juntas (simulação 2).

Então, são apresentados os gráficos com as posições angulares de referência e o estado atual do satélite nos eixos de *roll* (Figura 5.38), *pitch* (Figura 5.39) e *yaw* (Figura 5.40). Estes gráficos demonstram o funcionamento do sistema de controle de atitude do satélite.

Na Figura 5.41, o vetor de torque dos atuadores do sistema de guiamento, navegação e controle (GNC) do satélite tem suas componentes comparadas.

Na Figura 5.42, são apresentados os elementos da matriz de inércia do arranjo braço-satélite com seus momentos e produtos de inércia. Os produtos de inércia são, numericamente, menores e concentram-se na parte inferior do gráfico.

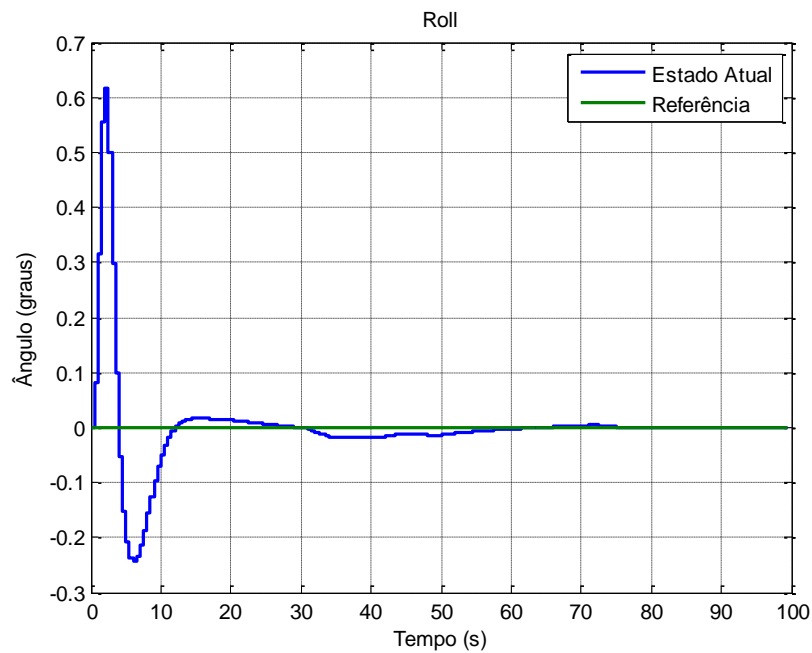


Figura 5.38 - Estado atual e referência de *roll* (simulação 2).

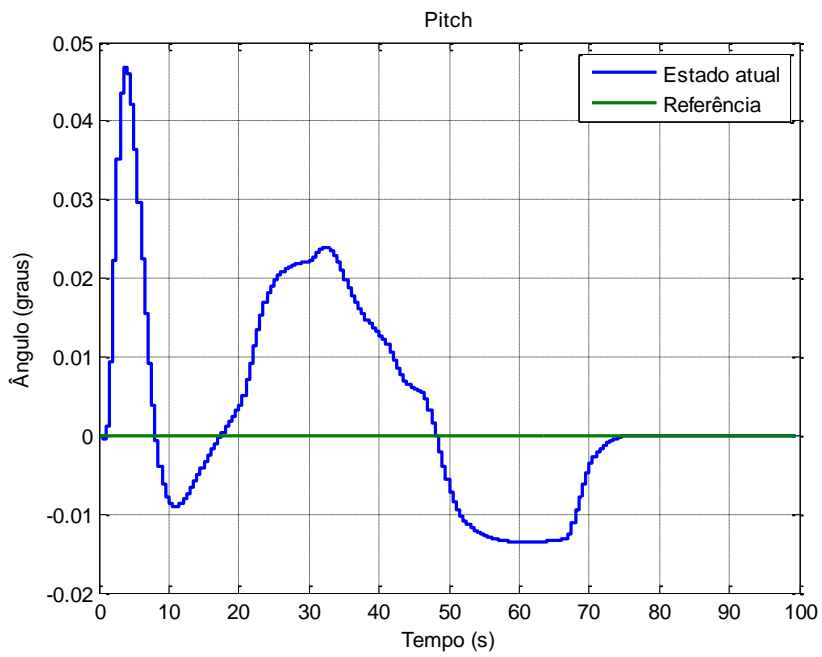


Figura 5.39 - Estado atual e referência de *pitch* (simulação 2).

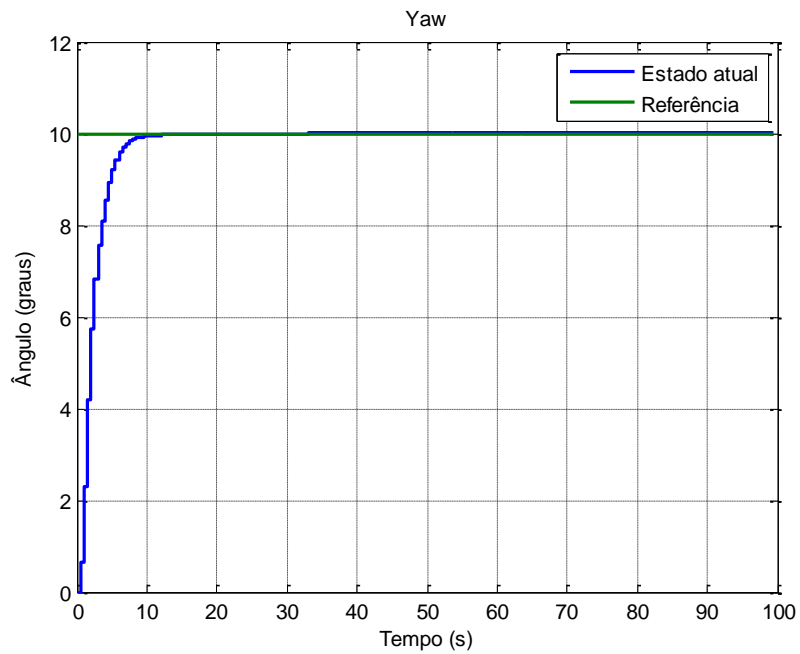


Figura 5.40 - Estado atual e referência de *yaw* (simulação 2).

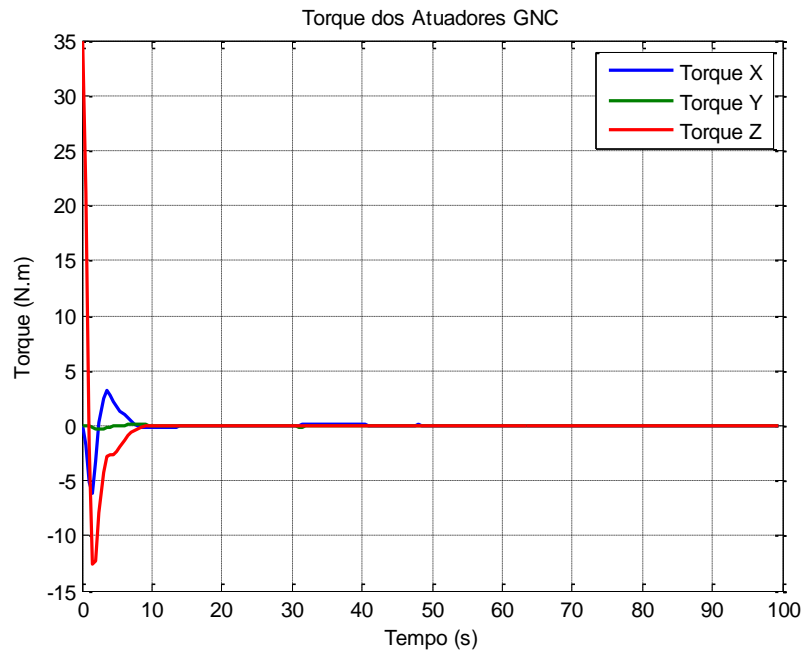


Figura 5.41 - Torque dos atuadores (GNC) (simulação 2).

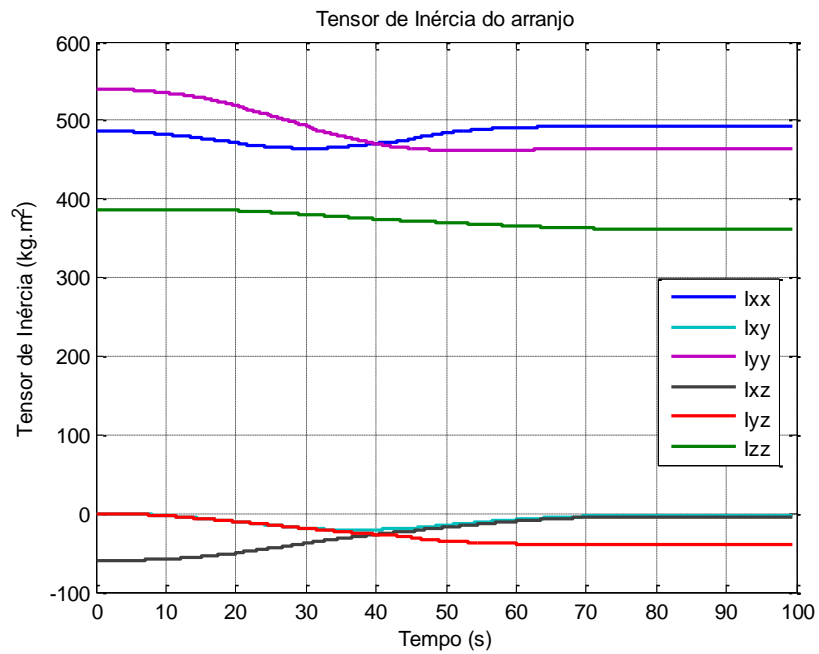


Figura 5.42 - Elementos da matriz de inércia (simulação 2).

5.2.3. Resultados da simulação 3

Em decorrência da diminuição do tempo para se alcançar a alça na segunda simulação em relação a primeira, em virtude de estabelecermos 10 graus como referência para a direção de *yaw*, para a terceira simulação foram investigados os resultados para uma referência de sinal contrário, -10 graus como referência para a direção *yaw* do satélite (*roll* e *pitch* em 0°). A posição final do manipulador é evidenciada na Figura 5.43.

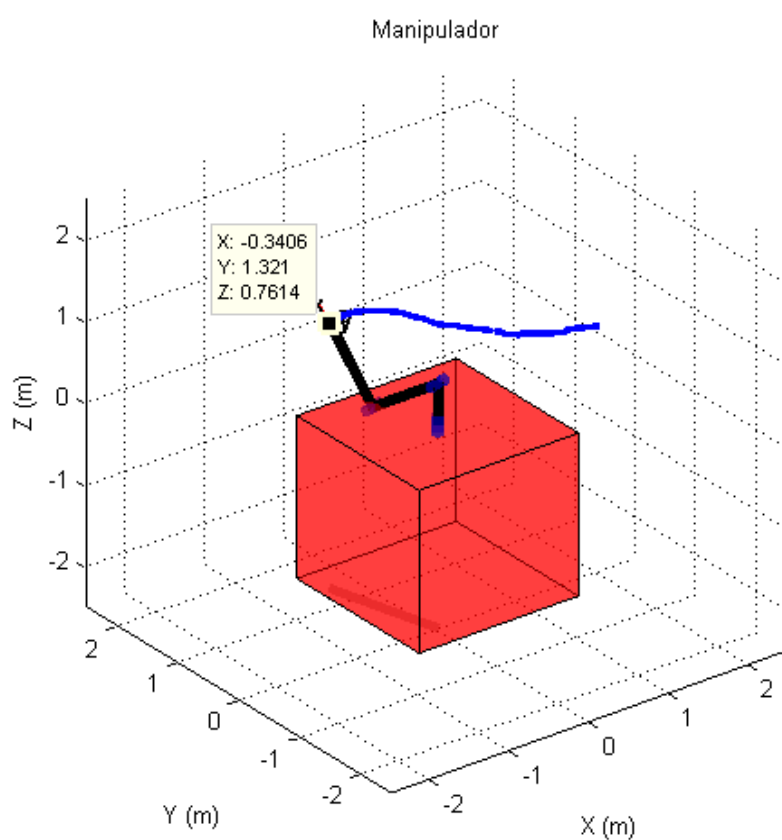


Figura 5.43 - Manipulador (simulação 3).

A Figura 5.44 e a Figura 5.45, apresentam o torque no satélite devido à movimentação do robô, no espaço tridimensional e no plano em função do tempo, respectivamente.

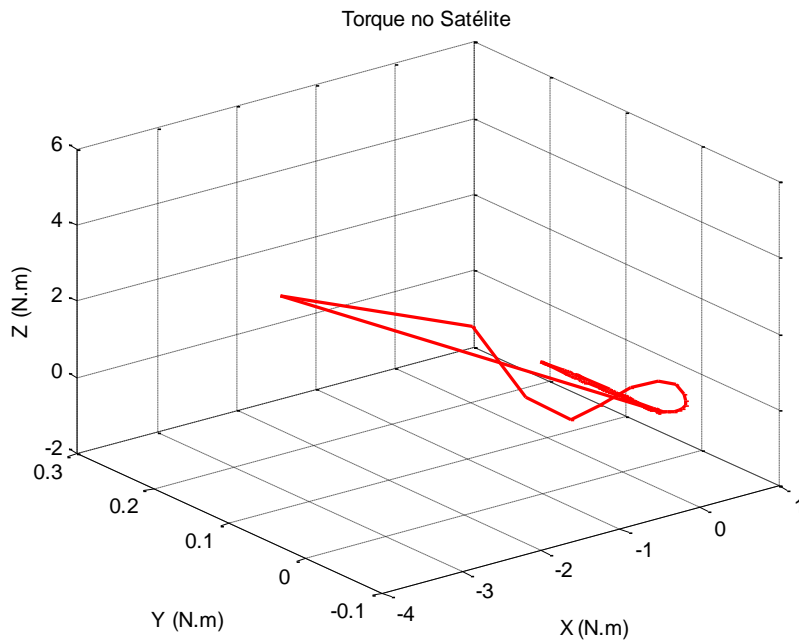


Figura 5.44 - Torque no satélite (3D) (simulação 3).

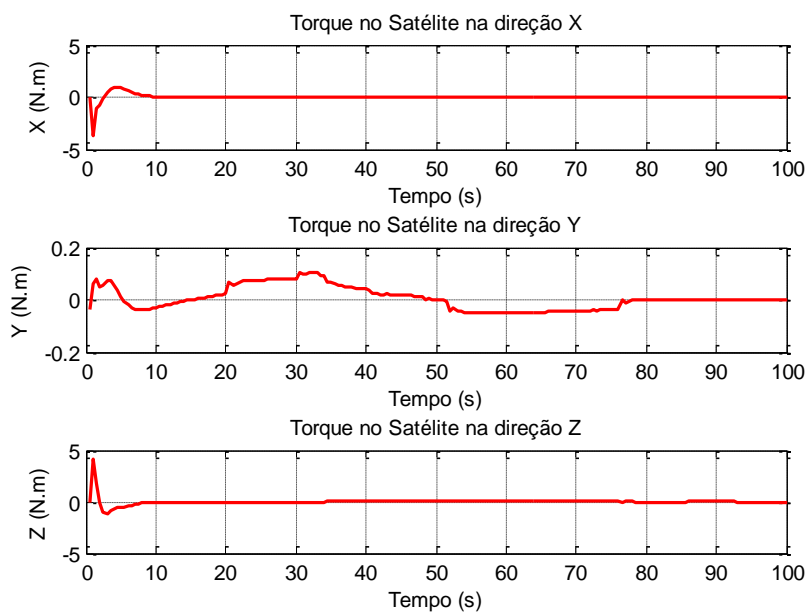


Figura 5.45 - Torque no satélite (simulação 3).

A Figura 5.46 ilustra a excursão do centro de massa do arranjo braço-satélite no espaço tridimensional. A Figura 5.47 mostra as componentes do vetor de centro de massa do arranjo em função do tempo.

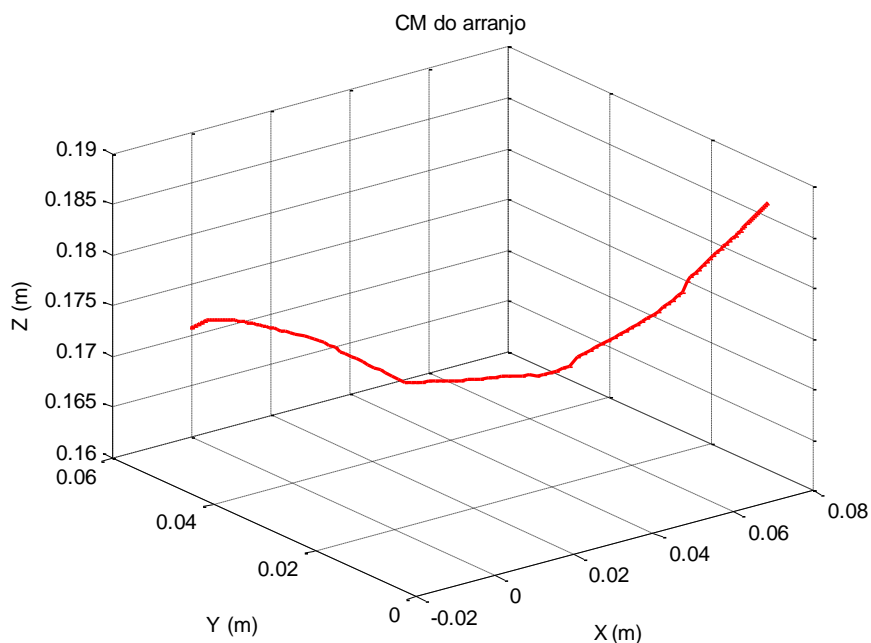


Figura 5.46 - Centro de massa do arranjo (3D) (simulação 3).

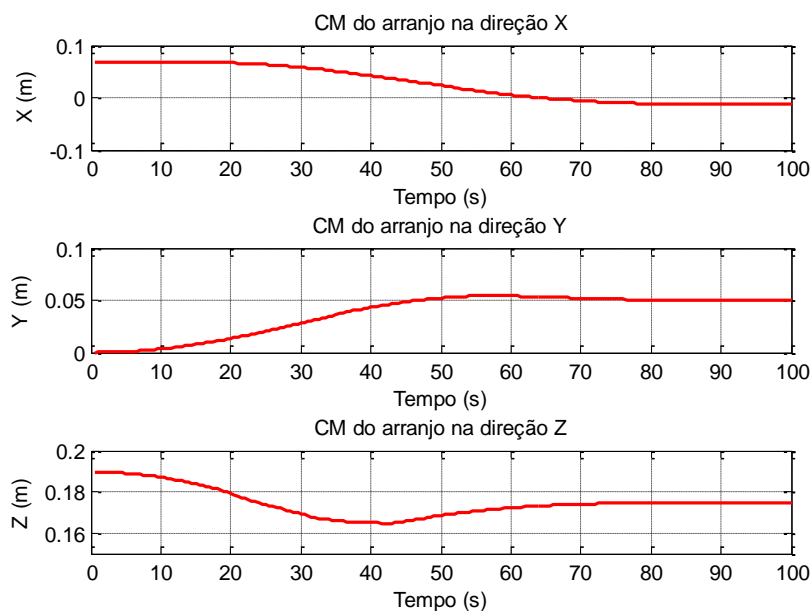


Figura 5.47 - Centro de massa do arranjo (simulação 3).

Em seguida, são apresentadas posição (Figura 5.48), velocidade (Figura 5.49) e aceleração (Figura 5.50) angulares das juntas.

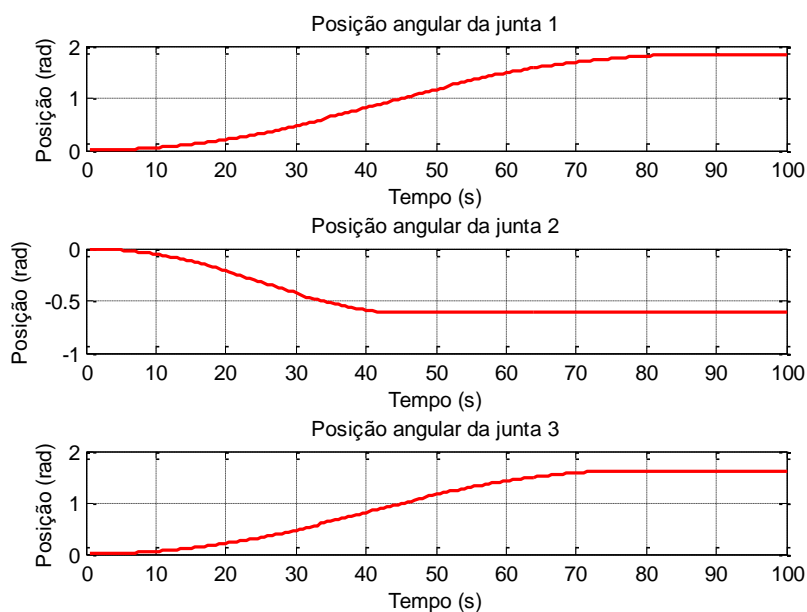


Figura 5.48 - Posições angulares das juntas (simulação 3).

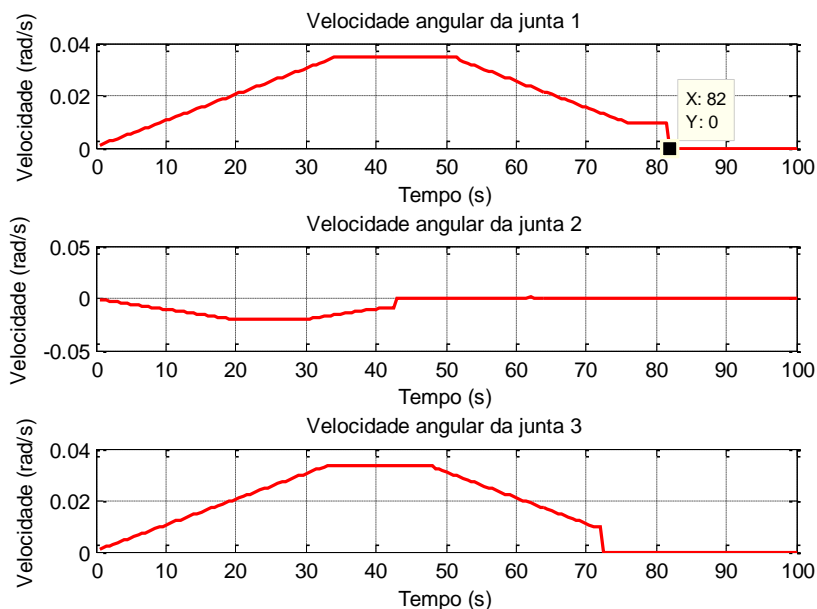


Figura 5.49 - Velocidades angulares das juntas (simulação 3).

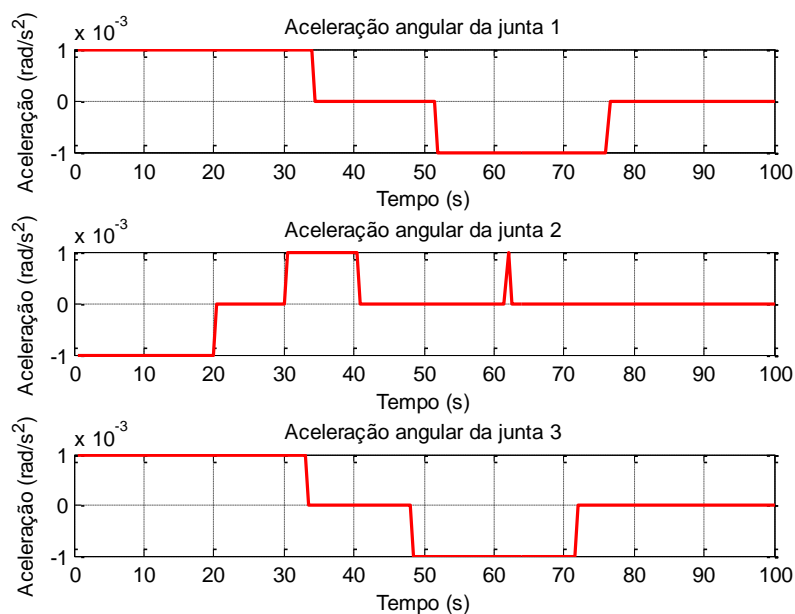


Figura 5.50 - Acelerações angulares das juntas (simulação 3).

São apresentados os gráficos com as posições angulares de referência e o estado atual do satélite nos eixos de *roll* (Figura 5.51), *pitch* (Figura 5.52) e *yaw* (Figura 5.53), demonstrando o funcionamento do sistema de controle de atitude.

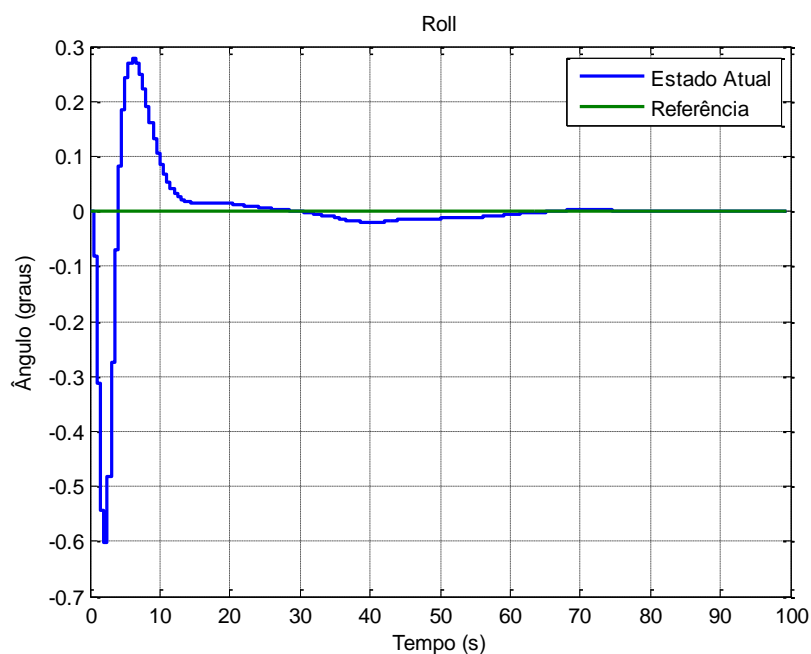


Figura 5.51 - Estado atual e referência de *roll* (simulação 3).

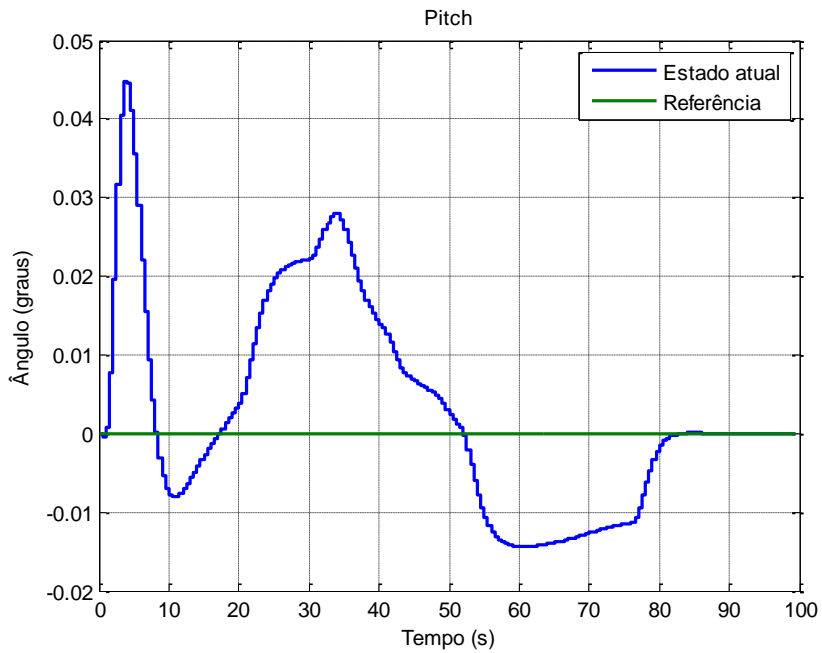


Figura 5.52 - Estado atual e referência de *pitch* (simulação 3).

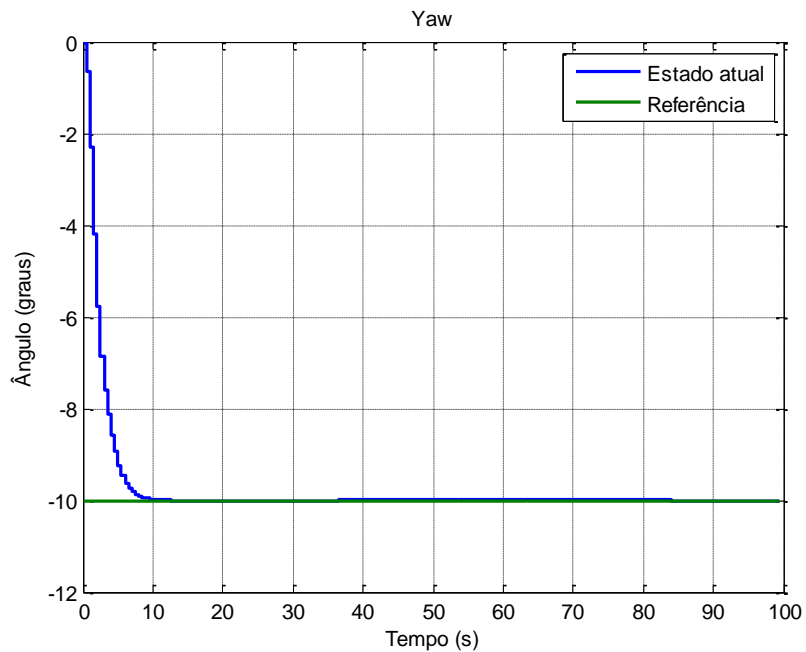


Figura 5.53 - Estado atual e referência de *yaw* (simulação 3).

Na Figura 5.54, o vetor de torque dos atuadores do sistema de guiamento, navegação e controle (GNC) do satélite tem suas componentes comparadas.

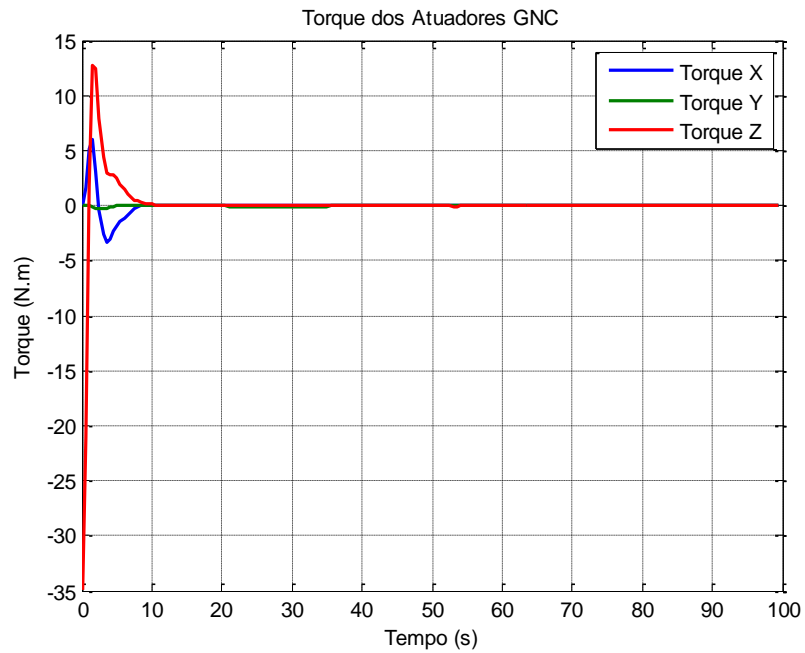


Figura 5.54 - Torque dos atuadores (GNC) (simulação 3).

Na Figura 5.55, são apresentados os elementos da matriz de inércia do arranjo braço-satélite com seus momentos e produtos de inércia.

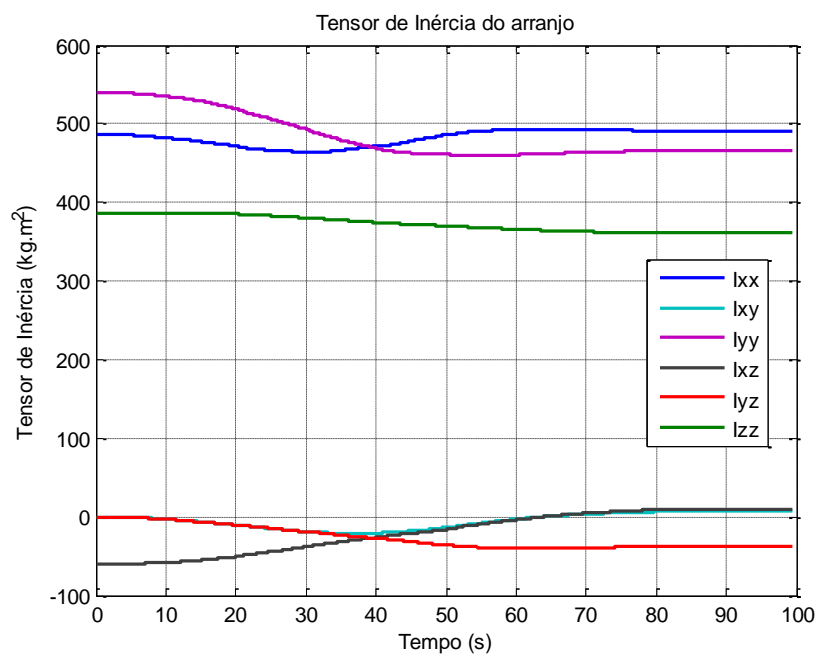


Figura 5.55 - Elementos da matriz de inércia (simulação 3).

5.2.4. Resultados da simulação 4

Para investigar a influência do movimento de atitude do satélite no movimento do manipulador robótico, especialmente no que diz respeito ao tempo para levar o órgão terminal ao ponto meta, na quarta simulação foram consideradas referências diferentes do estado inicial para a atitude do satélite em todas as direções, ou seja, as referências estabelecidas para *roll*, *pitch* e *yaw* são, respectivamente, 10, -10 e 25 graus. A Figura 5.56 mostra o manipulador em sua posição final.

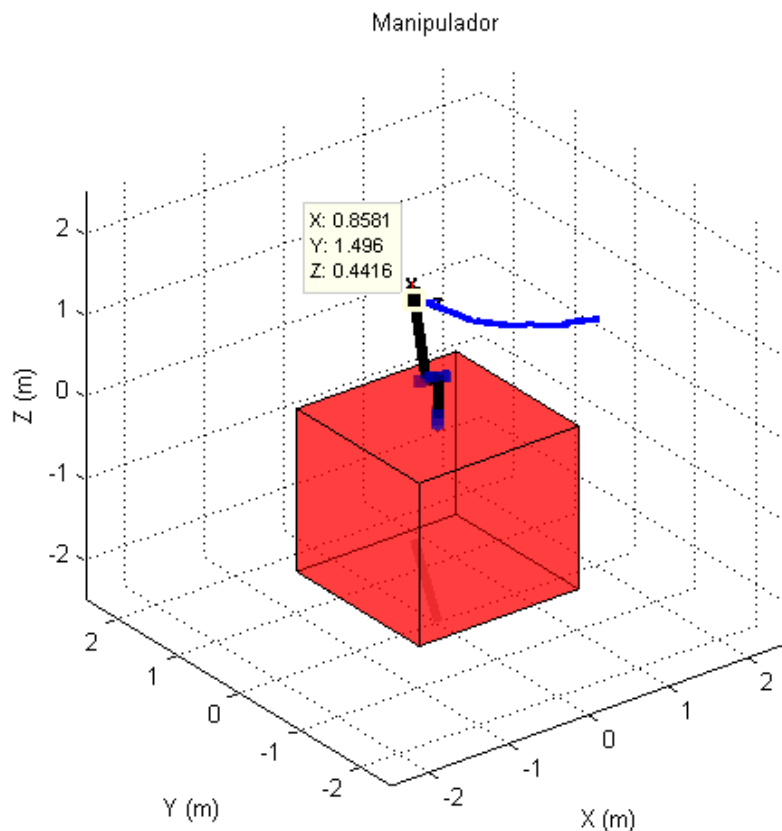


Figura 5.56 - Manipulador (simulação 4).

À medida que as simulações são apresentadas, a concentração é voltada para alguns resultados, em específico, diminuindo-se a ênfase em outros. Isto é feito para proporcionar uma melhor compreensão dos resultados da simulação.

Na Figura 5.57, são apresentados os torques no satélite devido à movimentação do robô. A Figura 5.58 ilustra a excursão do centro de massa do arranjo braço-satélite.

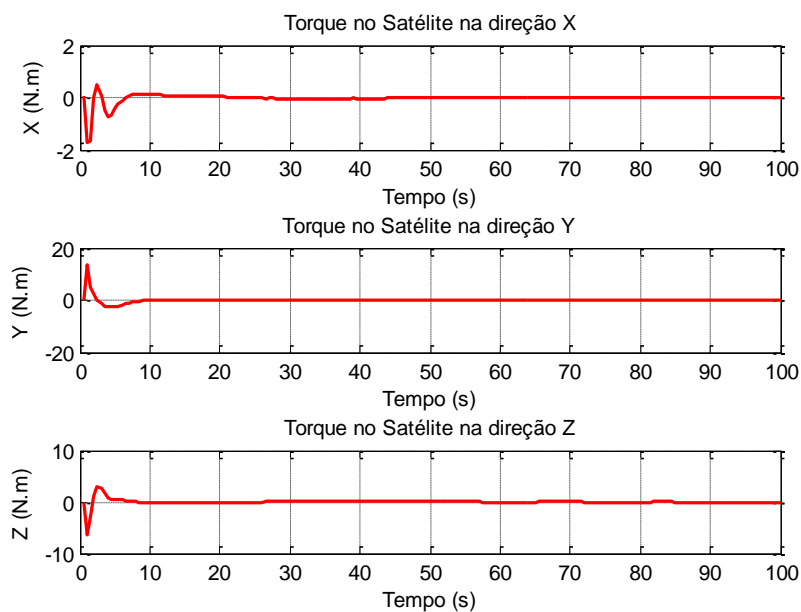


Figura 5.57 - Torque no satélite (simulação 4).

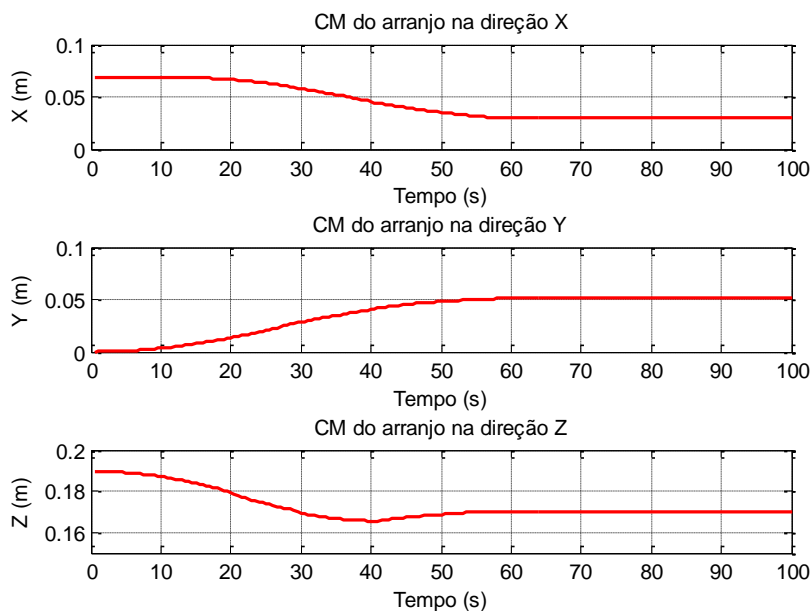


Figura 5.58 - Centro de massa do arranjo (simulação 4).

Agora, são apresentadas posição (Figura 5.59), velocidade (Figura 5.60) e aceleração (Figura 5.61) angulares das juntas.

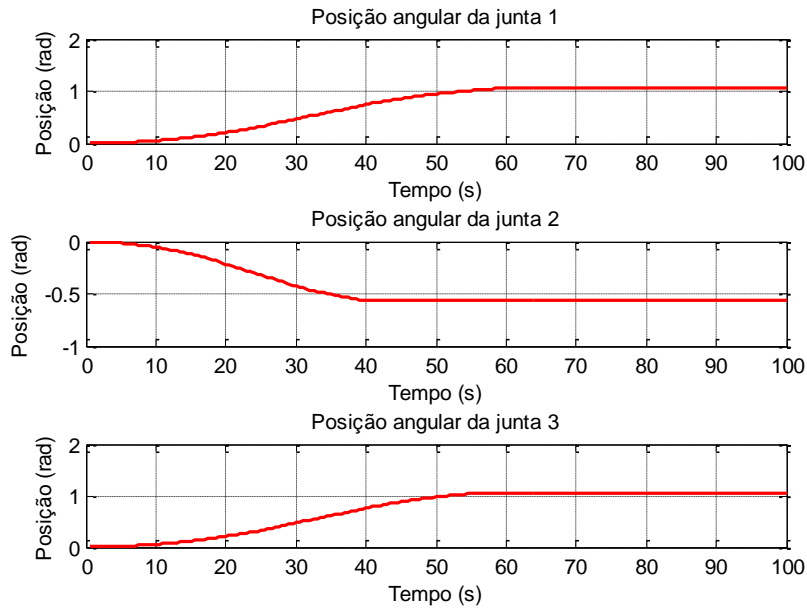


Figura 5.59 - Posições angulares das juntas (simulação 4).

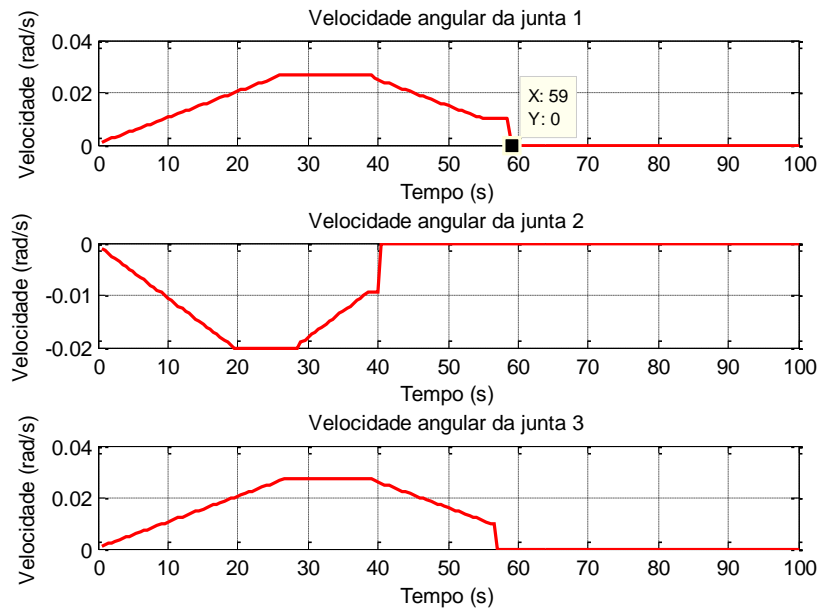


Figura 5.60 - Velocidades angulares das juntas (simulação 4).

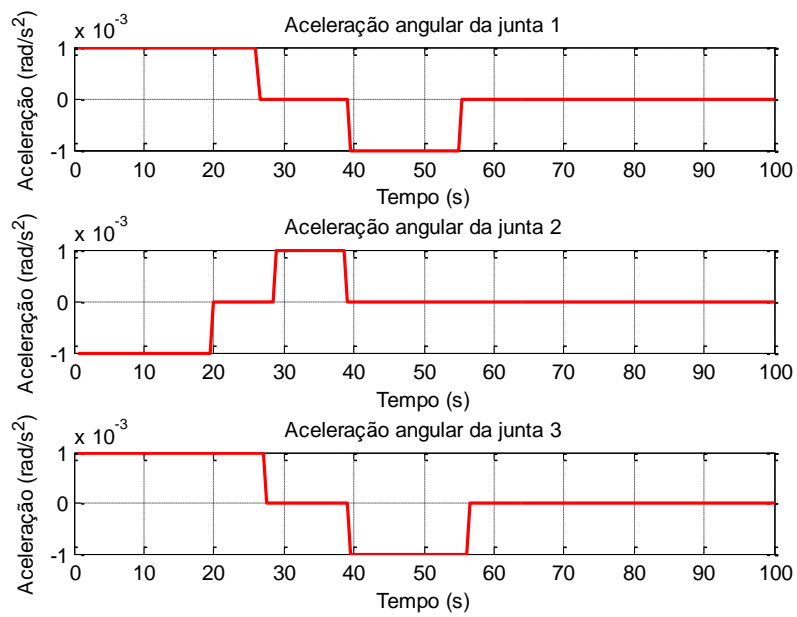


Figura 5.61 - Acelerações angulares das juntas (simulação 4).

Com relação ao sistema de controle de atitude do satélite, são apresentados os gráficos com as posições angulares de referência e o estado atual do satélite nos eixos de *roll* (Figura 5.62), *pitch* (Figura 5.63) e *yaw* (Figura 5.64).

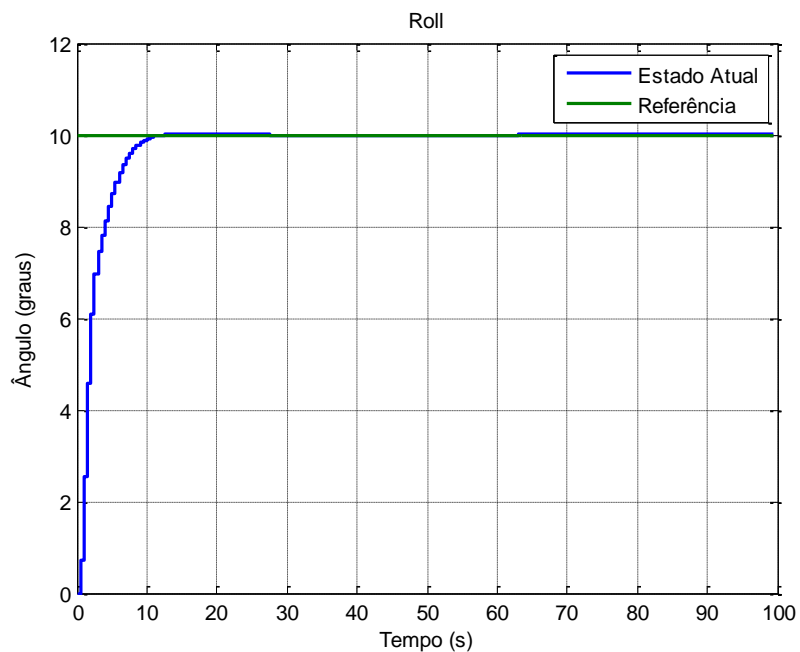


Figura 5.62 - Estado atual e referência de *roll* (simulação 4).

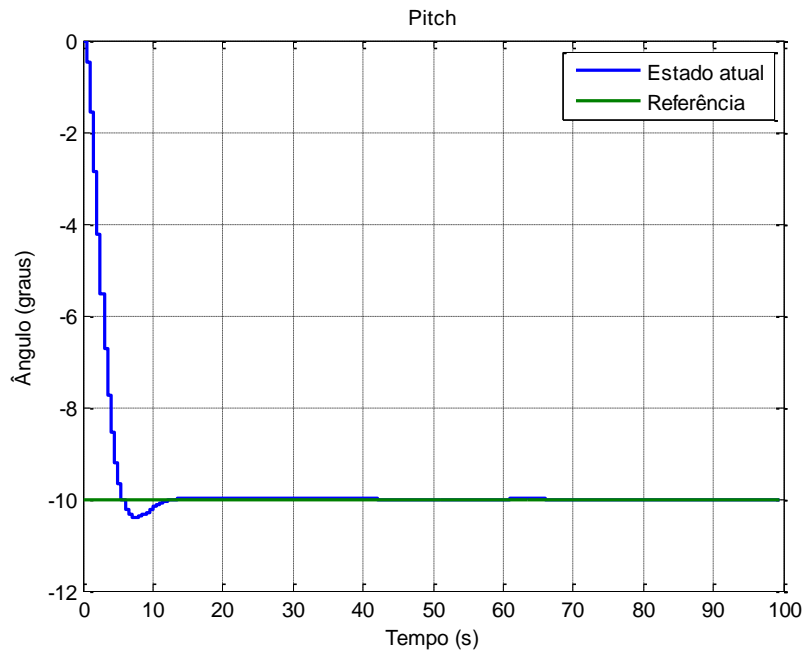


Figura 5.63 - Estado atual e referência de *pitch* (simulação 4).

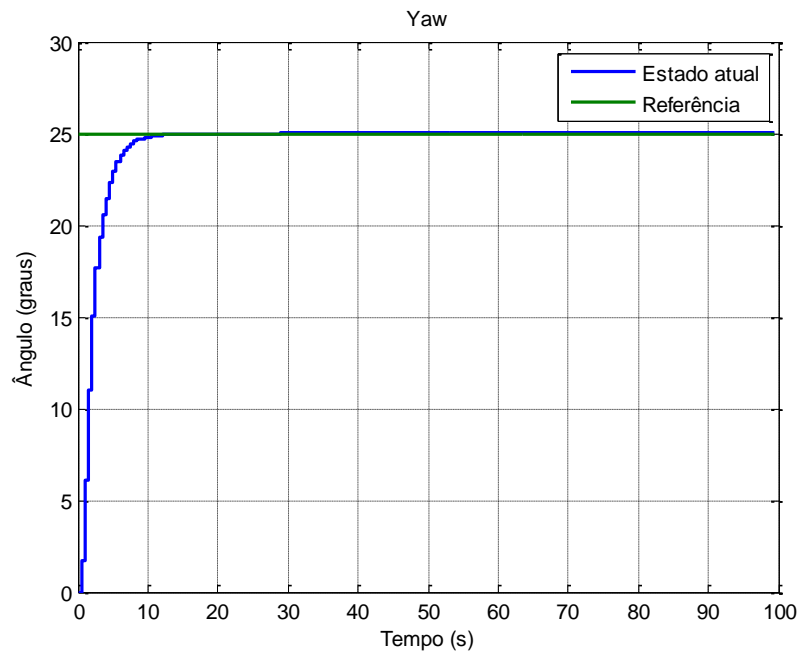


Figura 5.64 - Estado atual e referência de *yaw* (simulação 4).

Na Figura 5.65, são apresentados os elementos da matriz de inércia do arranjo braço-satélite com seus momentos e produtos de inércia.

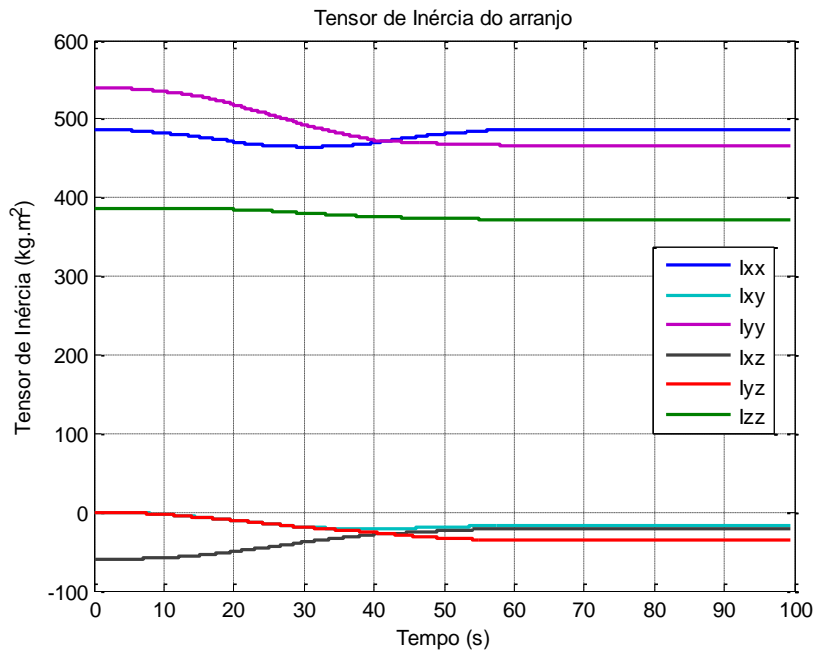


Figura 5.65 - Elementos da matriz de inércia (simulação 4).

5.2.5. Resultados da simulação 5

A quarta simulação revelou o menor dos tempos para alcançar o ponto meta até aqui. Para a quinta simulação foram considerados valores de referência para a atitude do satélite com sinais contrários em todas as direções. Os estados de referência foram -5 , 30 , -5 graus em *roll*, *pitch* e *yaw* respectivamente, gerando os resultados que seguem. A Figura 5.66 apresenta o manipulador na posição de término da simulação.

Na Figura 5.67, são apresentados os torques no satélite devido à movimentação do robô.

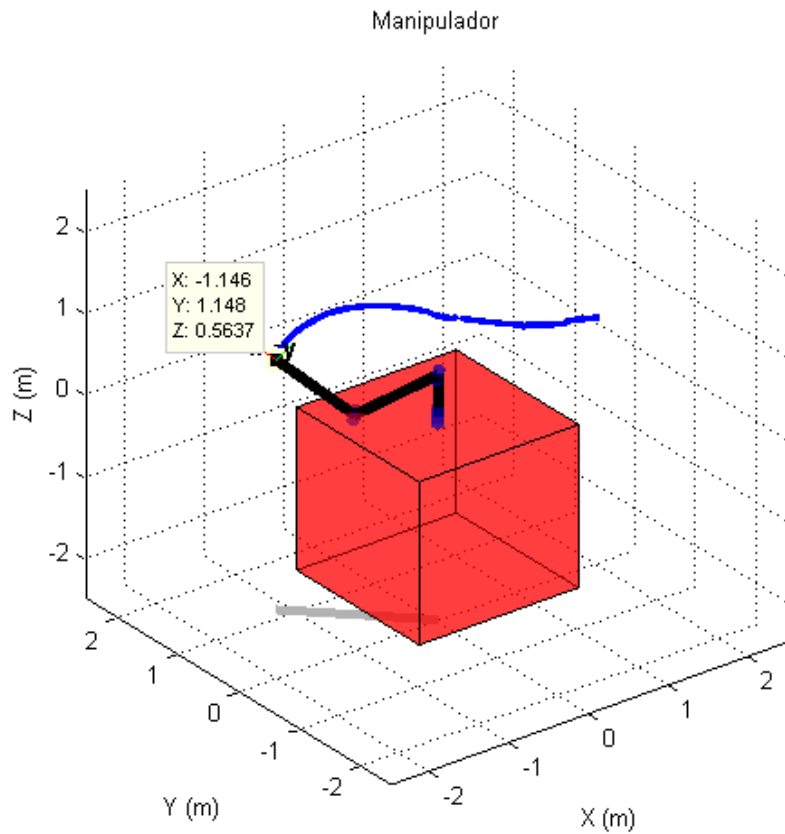


Figura 5.66 - Manipulador (simulação 5).

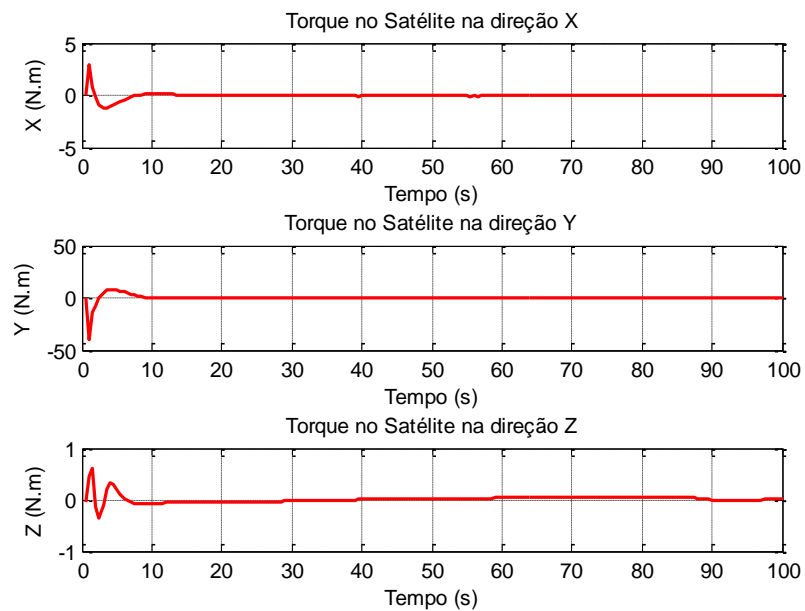


Figura 5.67 - Torque no satélite (simulação 5).

A Figura 5.68 ilustra a excursão do centro de massa do arranjo braço-satélite.

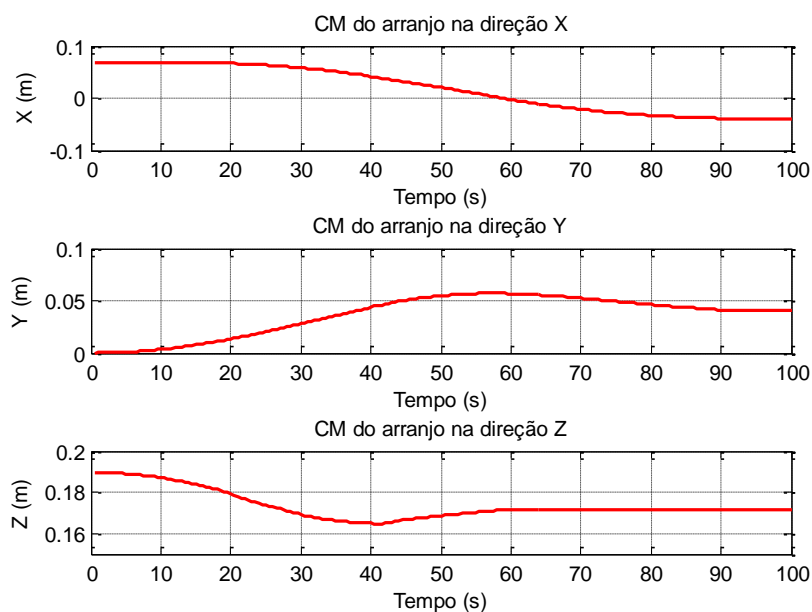


Figura 5.68 - Centro de massa do arranjo (simulação 5).

Agora, são apresentadas posição (Figura 5.69), velocidade (Figura 5.70) e aceleração (Figura 5.71) angulares das juntas.

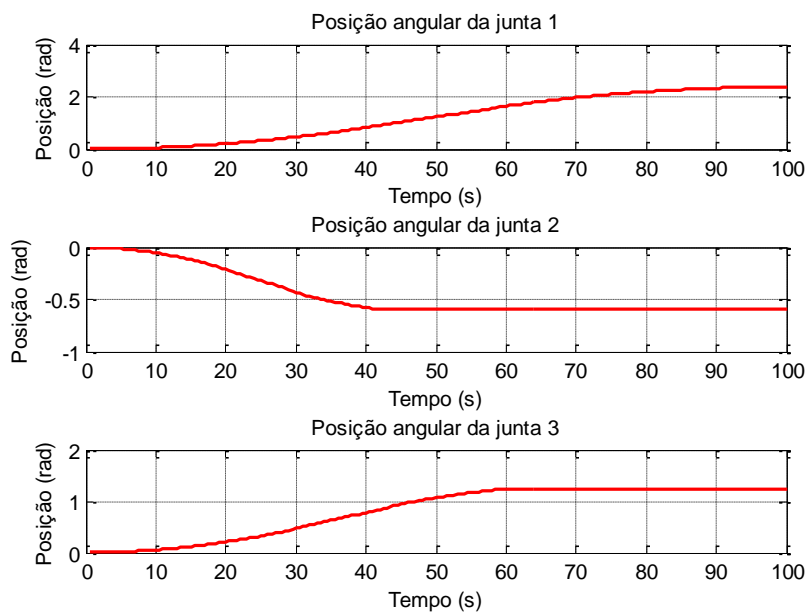


Figura 5.69 - Posições angulares das juntas (simulação 5).

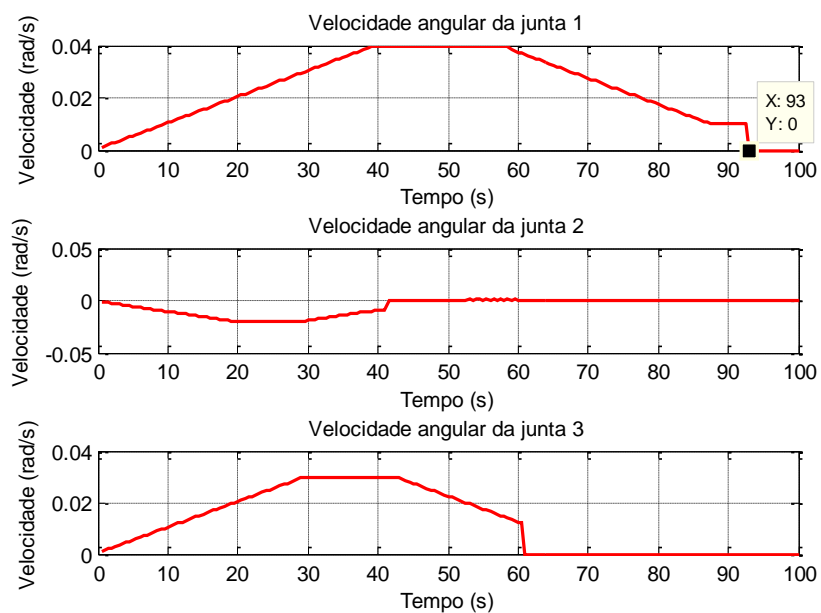


Figura 5.70 - Velocidades angulares das juntas (simulação 5).

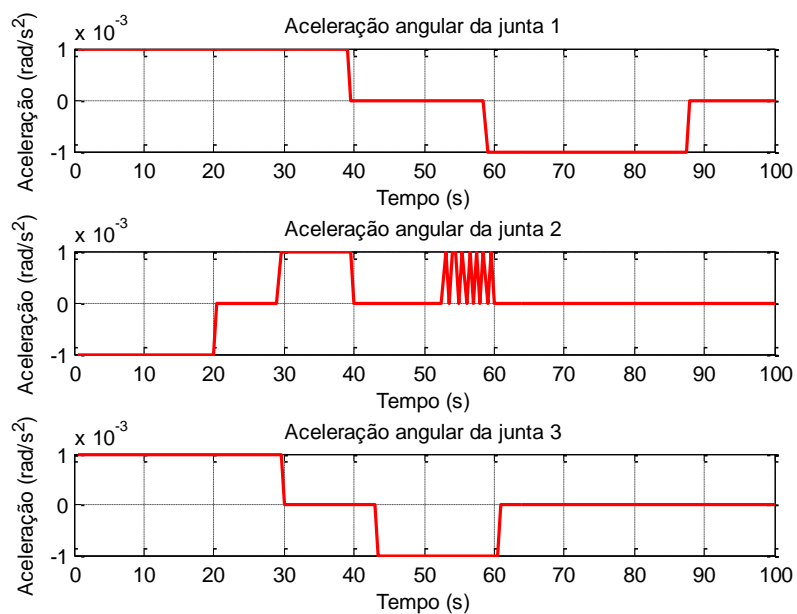


Figura 5.71 - Acelerações angulares das juntas (simulação 5).

Com relação ao comportamento do sistema de controle de atitude do satélite, são apresentados os gráficos com as posições angulares de referência e o

estado atual do satélite nos eixos de *roll* (Figura 5.72), *pitch* (Figura 5.73) e *yaw* (Figura 5.74).

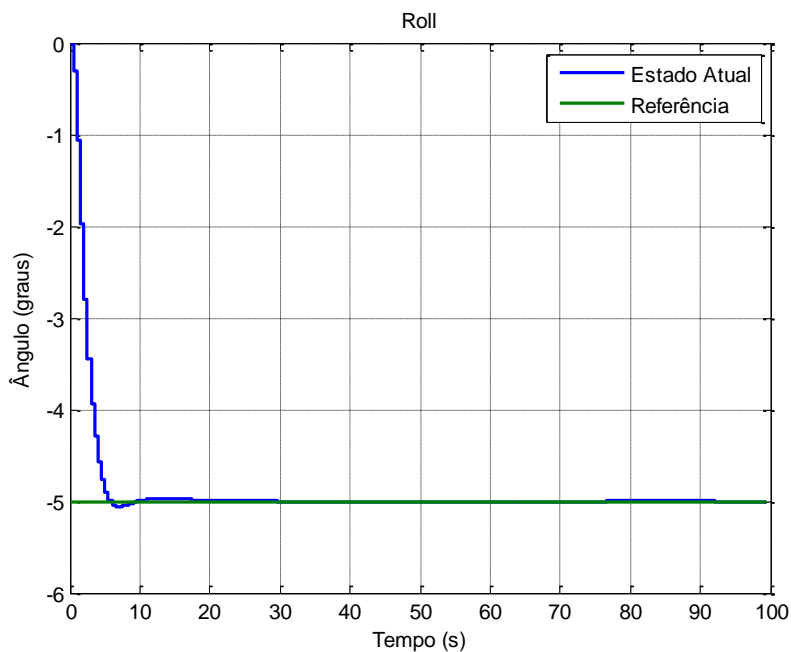


Figura 5.72 - Estado atual e referência de *roll* (simulação 5).

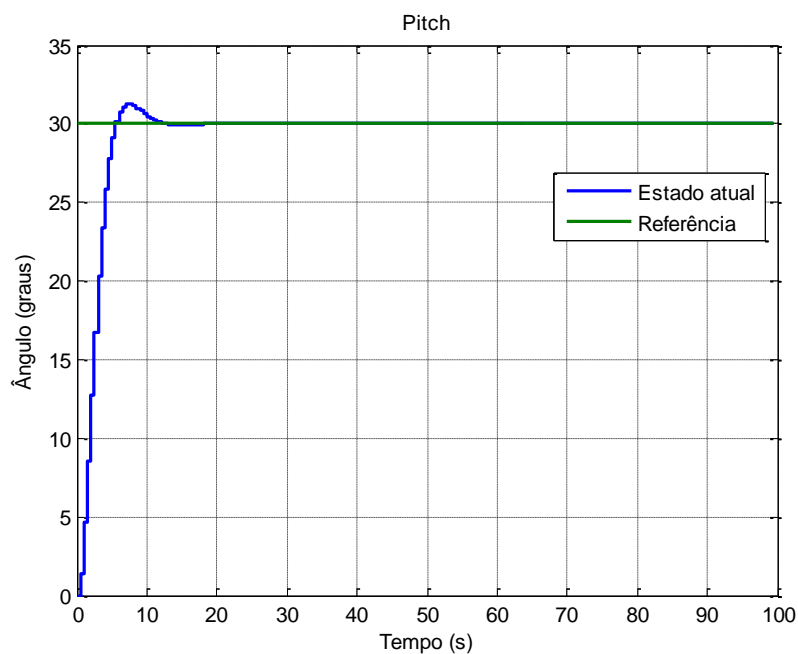


Figura 5.73 - Estado atual e referência de *pitch* (simulação 5).

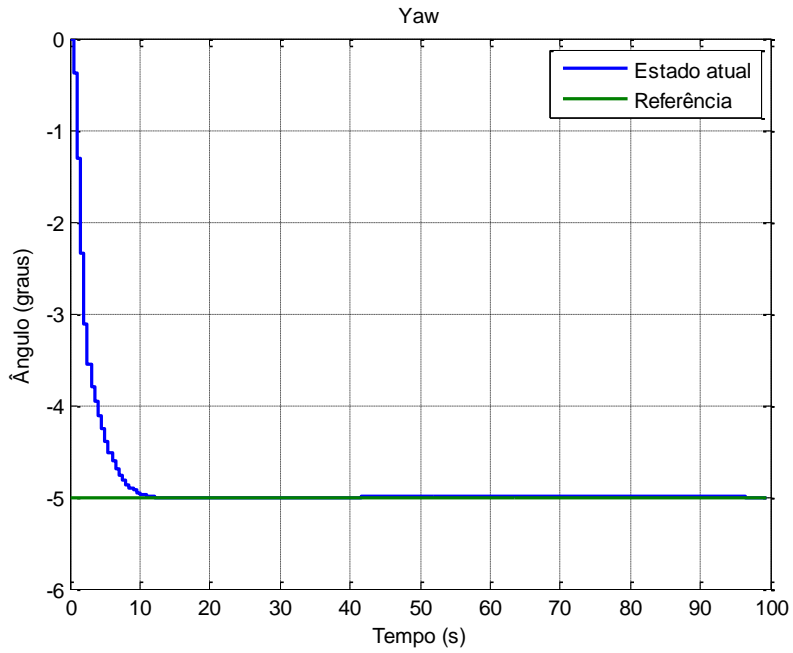


Figura 5.74 - Estado atual e referência de yaw (simulação 5).

Na Figura 5.75, são apresentados os elementos da matriz de inércia do arranjo braço-satélite com seus momentos e produtos de inércia.

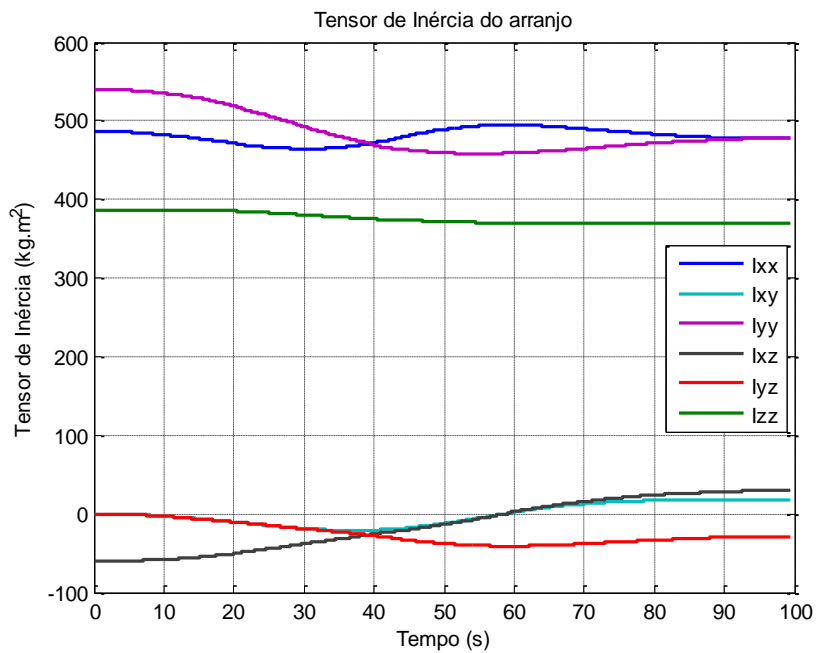


Figura 5.75 - Elementos da matriz de inércia (simulação 5).

5.2.6. Resultados da simulação 6

Na sexta simulação, o sistema de controle de atitude do satélite foi desligado. Verifica-se o funcionamento do manipulador e sua capacidade de alcançar o ponto meta, mesmo sob tais circunstâncias. A Figura 5.76 apresenta o manipulador robótico ao final da simulação.

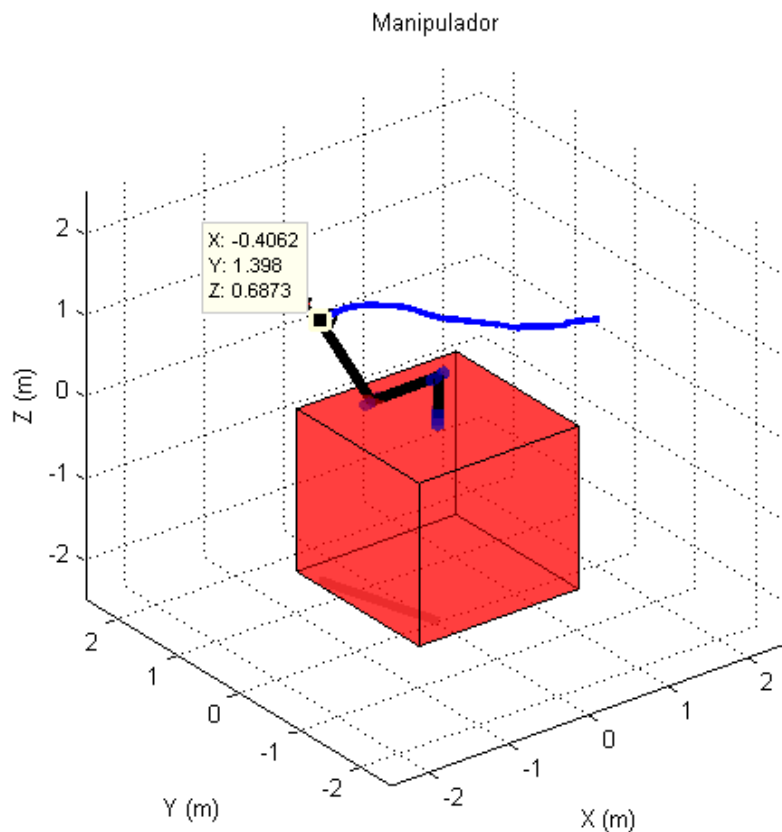


Figura 5.76 - Manipulador (simulação 6).

Na Figura 5.77, são apresentados os torques no satélite devido à movimentação do robô.

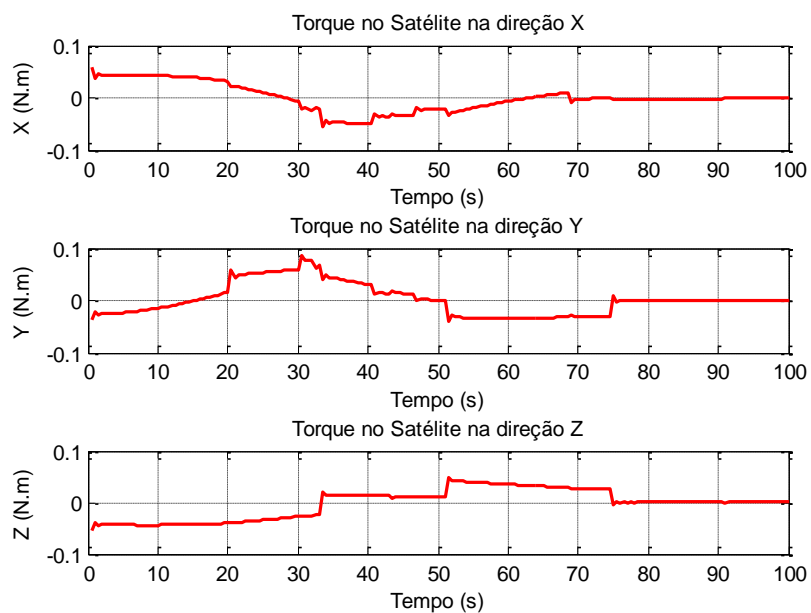


Figura 5.77 - Torque no satélite (simulação 6).

A Figura 5.78 ilustra a excursão do centro de massa do arranjo braço-satélite.

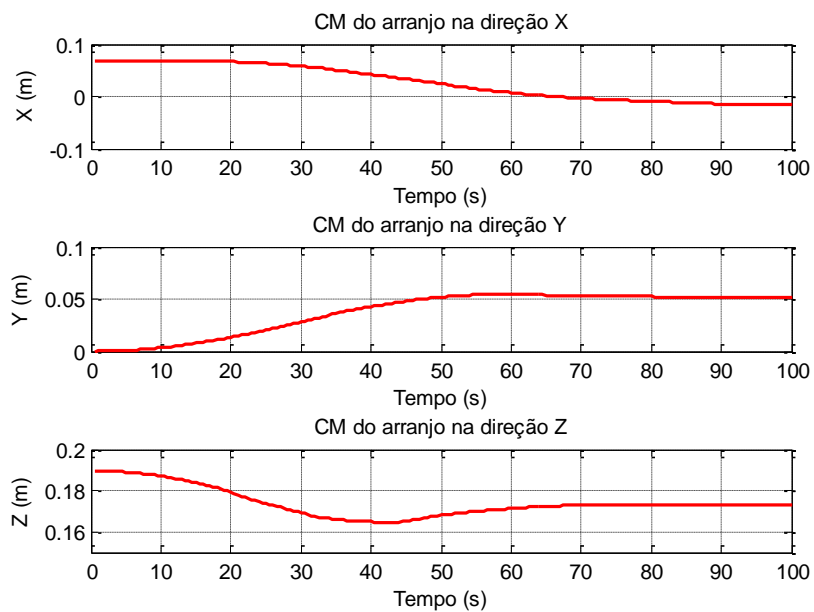


Figura 5.78 - Centro de massa do arranjo (simulação 6).

Agora, são apresentadas posição (Figura 5.79), velocidade (Figura 5.80) e aceleração (Figura 5.81) angulares das juntas.

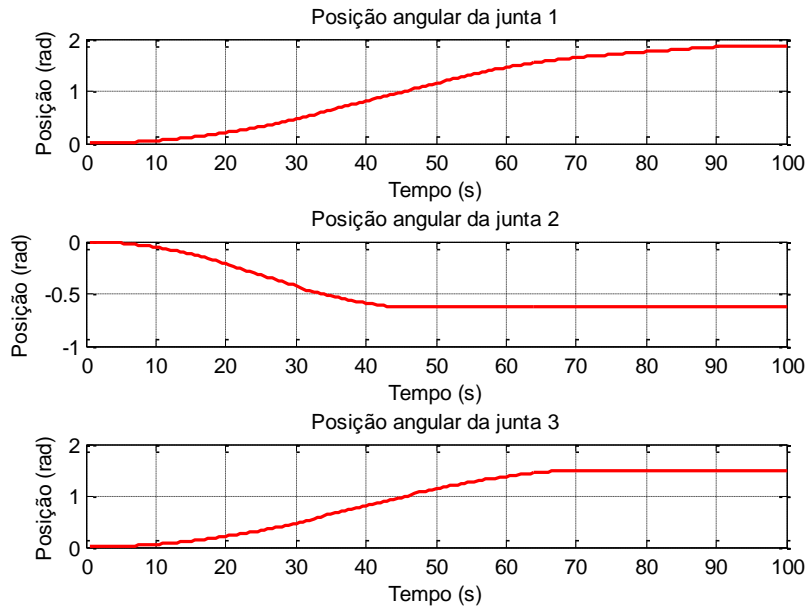


Figura 5.79 - Posições angulares das juntas (simulação 6).

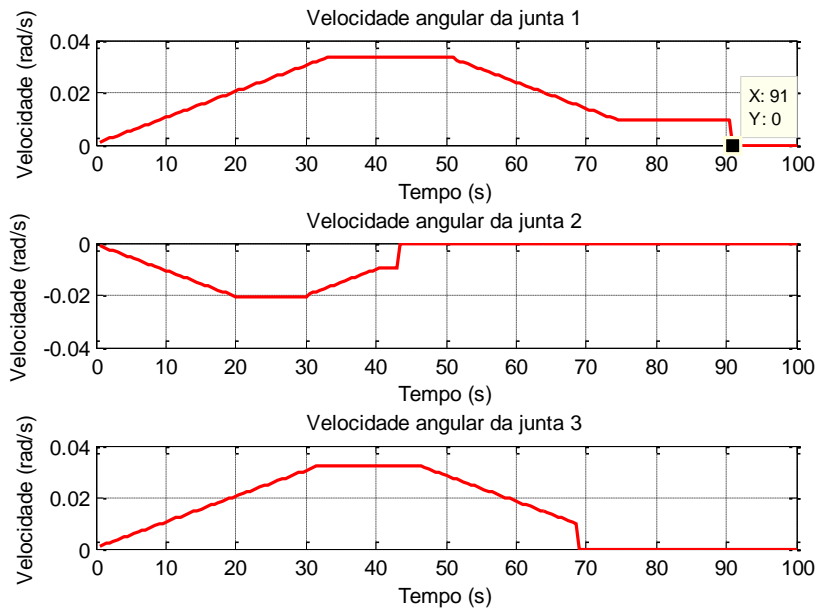


Figura 5.80 - Velocidades angulares das juntas (simulação 6).

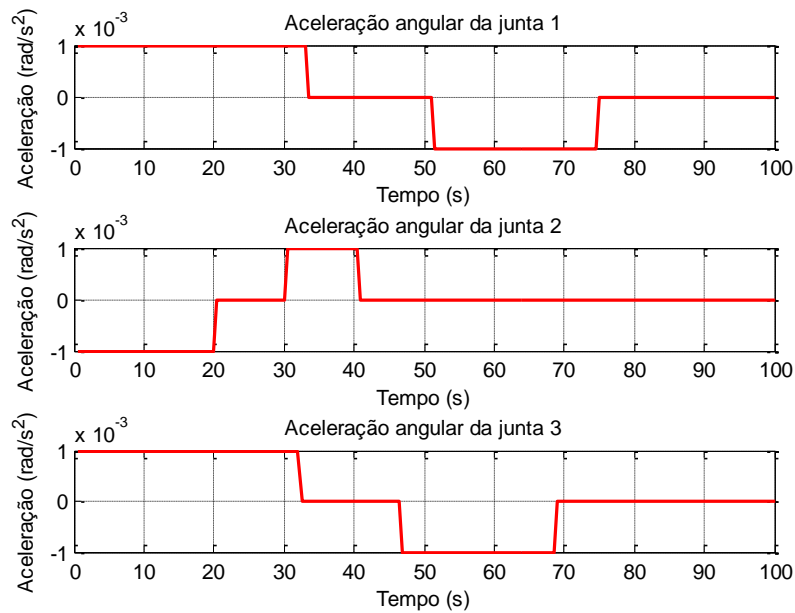


Figura 5.81 - Acelerações angulares das juntas (simulação 6).

Nesta simulação, não faz sentido falar em comportamento do sistema de controle do satélite, pois ele se encontra desligado. Os gráficos da atitude atual do satélite ilustram o movimento que o satélite realizou em virtude da perturbação gerada pelo deslocamento do manipulador. São apresentados os gráficos com o estado atual do satélite nos eixos de *roll* (Figura 5.82), *pitch* (Figura 5.83) e *yaw* (Figura 5.84).

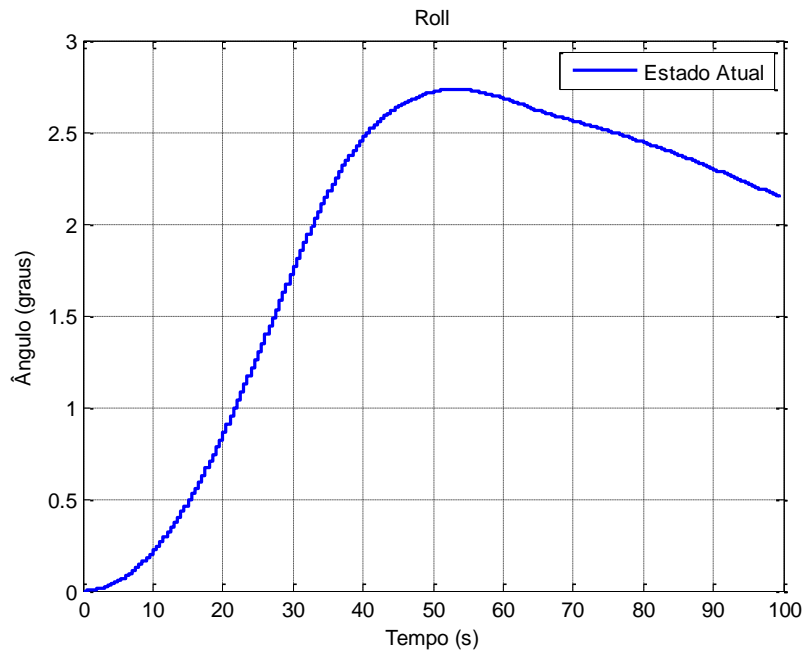


Figura 5.82 - Estado atual e referência de *roll* (simulação 6).

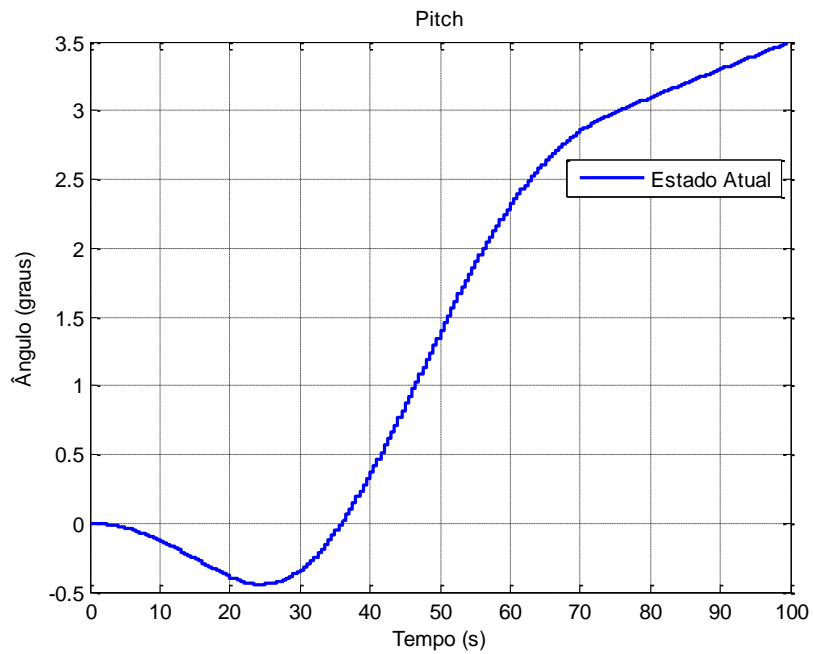


Figura 5.83 - Estado atual e referência de *pitch* (simulação 6).

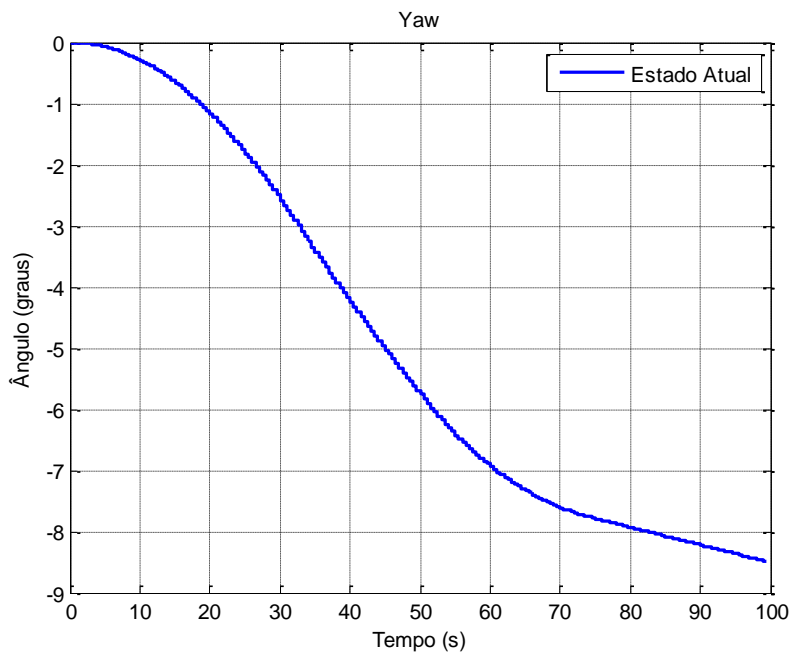


Figura 5.84 - Estado atual e referência de yaw (simulação 6).

Na Figura 5.85, são apresentados os elementos da matriz de inércia do arranjo braço-satélite com seus momentos e produtos de inércia.

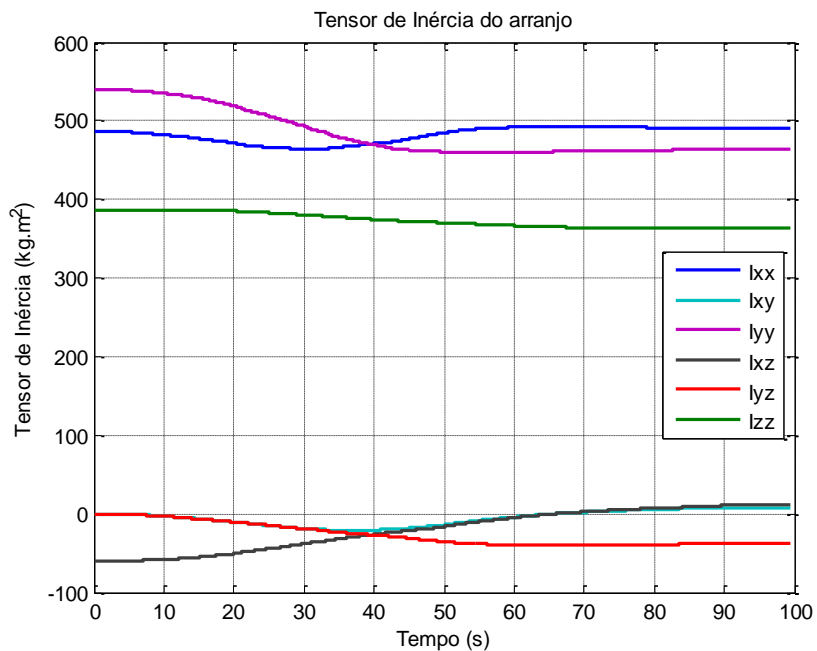


Figura 5.85 - Elementos da matriz de inércia (simulação 6).

5.2.7. Resultados da simulação 7

Na sétima simulação, o sistema de controle de atitude do satélite foi desligado, a exemplo do que foi feito na sexta simulação, porém agora, considerou-se uma rotação (*spin*) em torno de um eixo do satélite. Ou seja, ao contrário de todas as outras simulações, quando o satélite não apresentava velocidade angular inicial, nesta simulação a velocidade angular inicial, somente em *yaw*, é de $0,5^\circ$ por segundo. A Figura 5.86 mostra o manipulador robótico ao final da simulação.

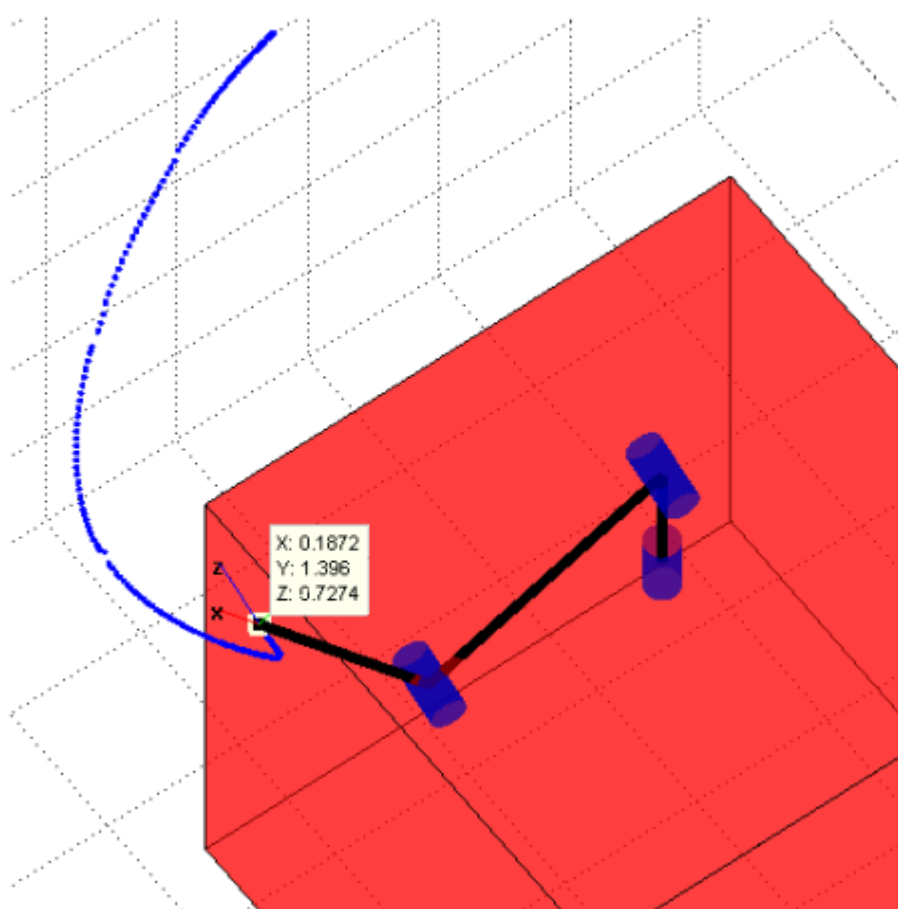


Figura 5.86 - Manipulador (simulação 7).

O objetivo com esta simulação é criar um cenário de pior caso para testar o funcionamento do programa. Na Figura 5.87, são apresentados os torques no satélite devido à movimentação do robô.

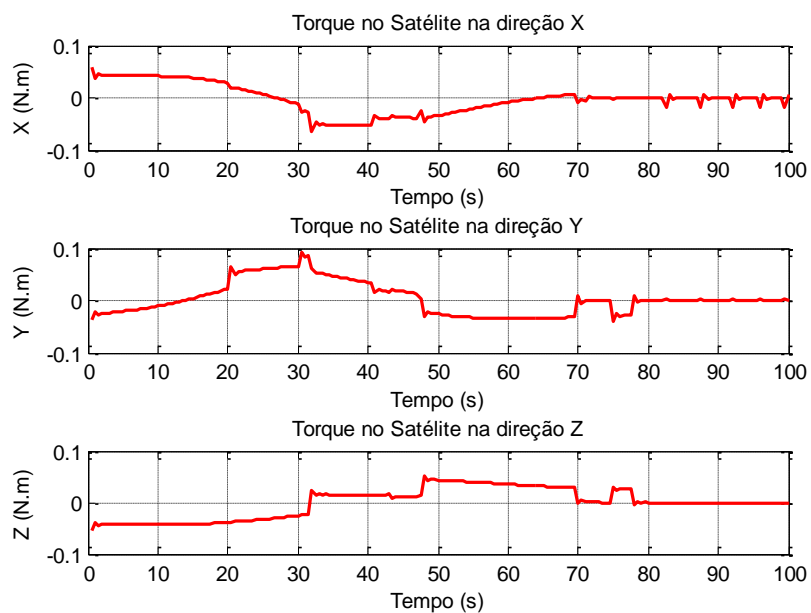


Figura 5.87 - Torque no satélite (simulação 7).

A Figura 5.88 ilustra a excursão do centro de massa do arranjo braço-satélite.

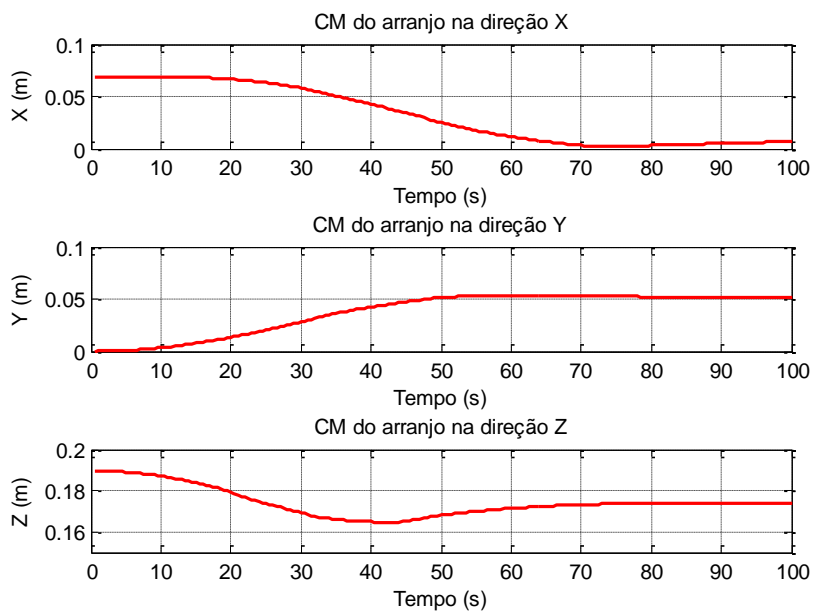


Figura 5.88 - Centro de massa do arranjo (simulação 7).

Agora, são apresentadas posição (Figura 5.89), velocidade (Figura 5.90) e aceleração (Figura 5.91) angulares das juntas.

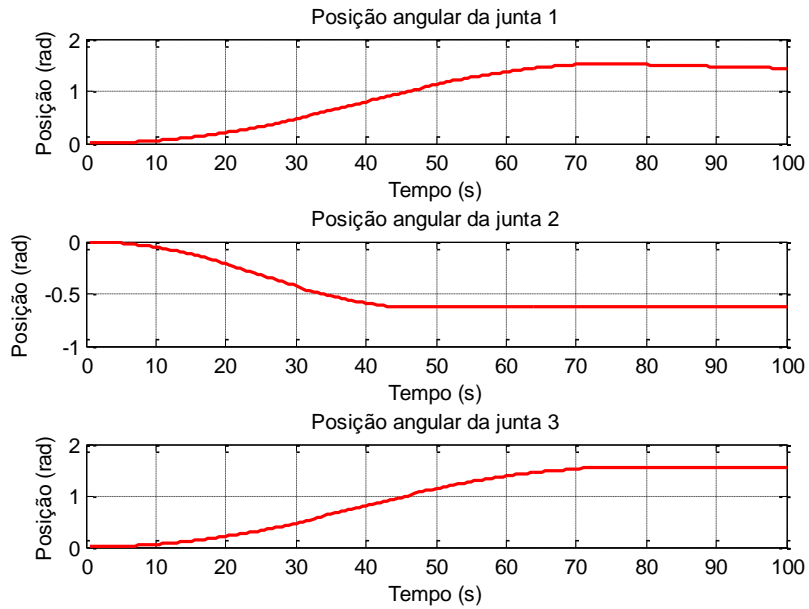


Figura 5.89 - Posições angulares das juntas (simulação 7).

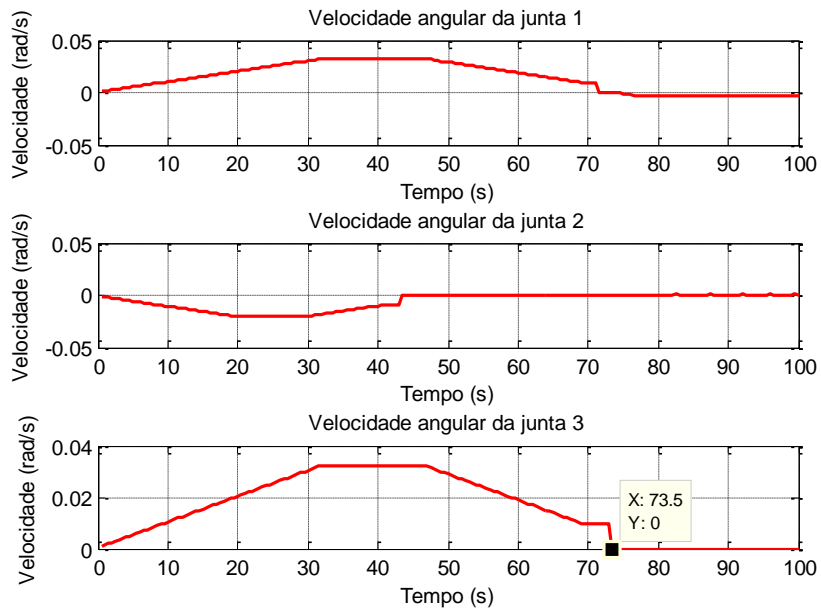


Figura 5.90 - Velocidades angulares das juntas (simulação 7).

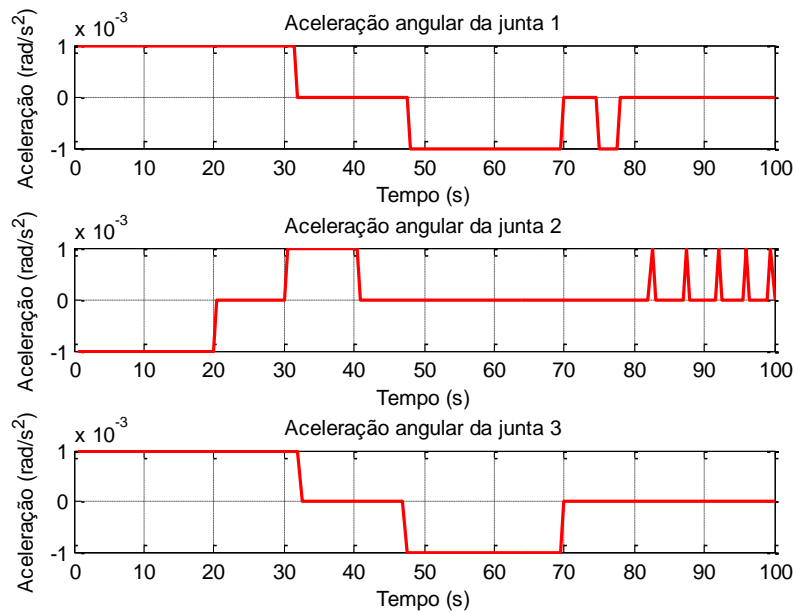


Figura 5.91 - Acelerações angulares das juntas (simulação 7).

Nesta simulação, a exemplo da simulação 6, não faz sentido falar em comportamento do sistema de controle do satélite, pois ele se encontra desligado. Os gráficos da atitude atual do satélite ilustram o movimento que o satélite realizou em virtude da perturbação gerada pelo deslocamento do manipulador. São apresentados os gráficos com o estado atual do satélite nos eixos de *roll* (Figura 5.92), *pitch* (Figura 5.93) e *yaw* (Figura 5.94).

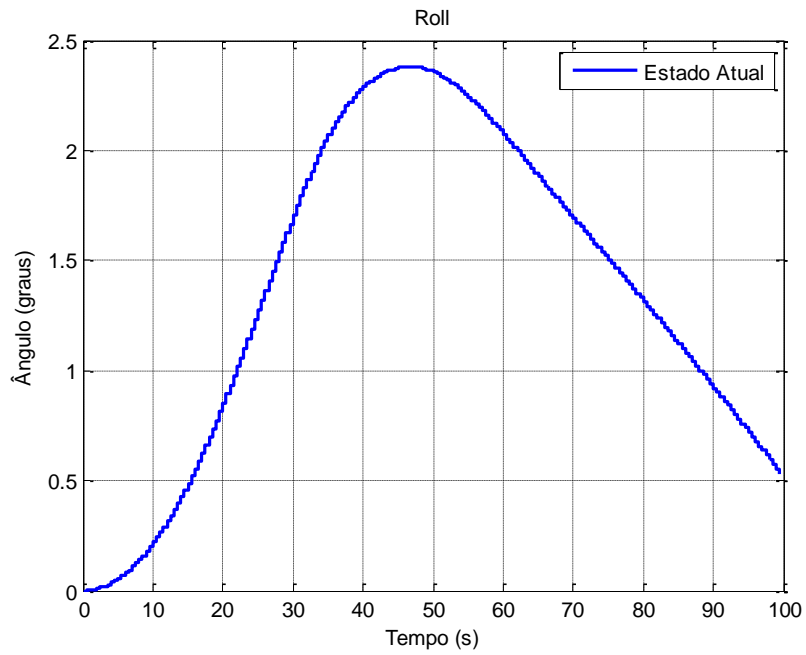


Figura 5.92 - Estado atual e referência de *roll* (simulação 7).

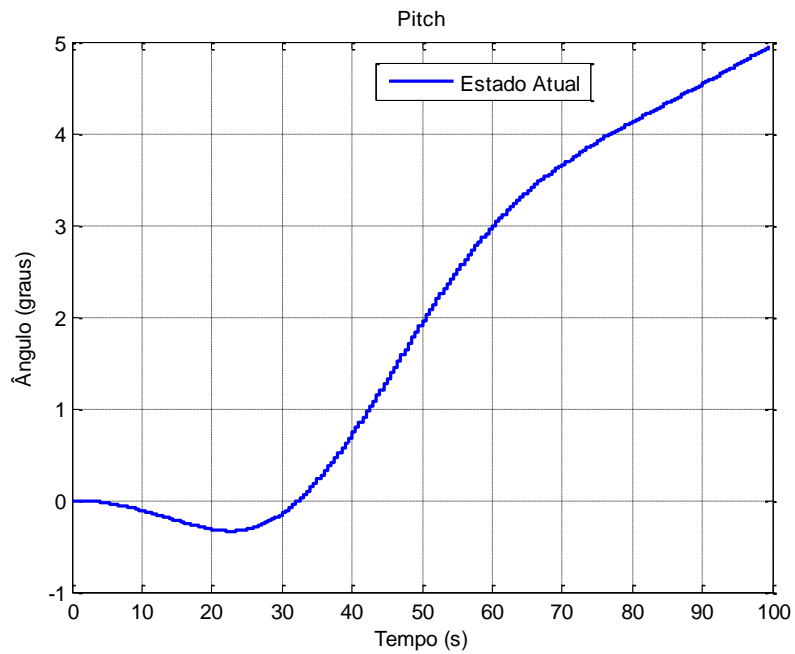


Figura 5.93 - Estado atual e referência de *pitch* (simulação 7).

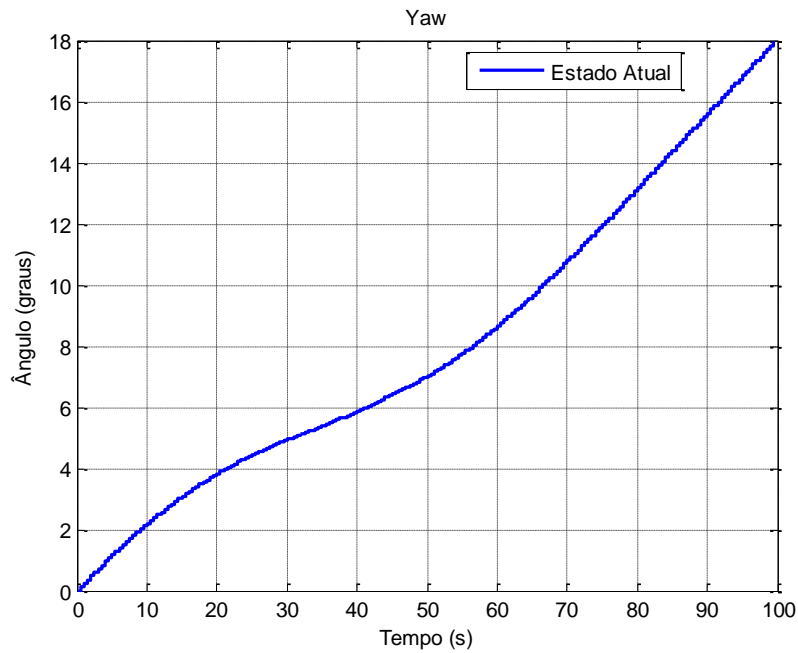


Figura 5.94 - Estado atual e referência de yaw (simulação 7).

Na Figura 5.95, são apresentados os elementos da matriz de inércia do arranjo braço-satélite com seus momentos e produtos de inércia.

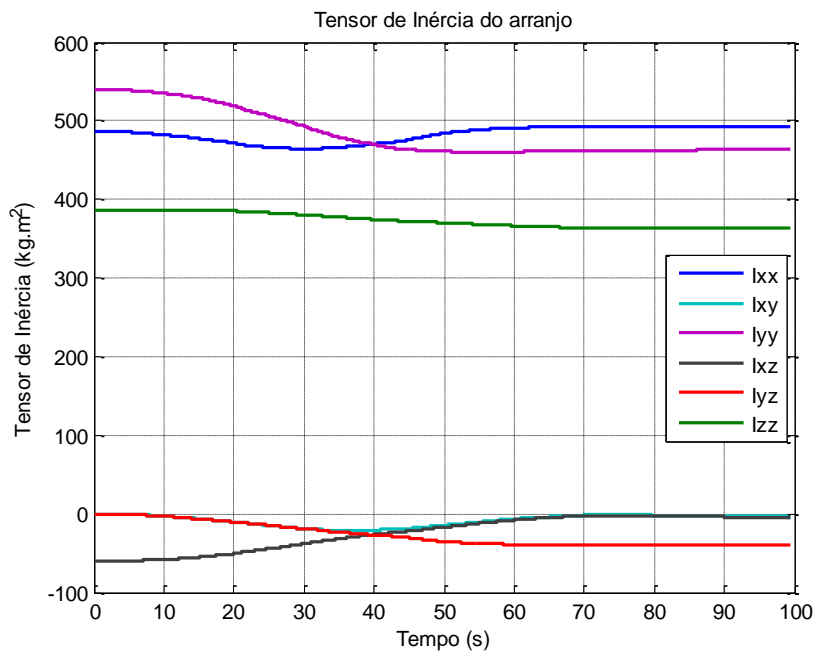


Figura 5.95 - Elementos da matriz de inércia (simulação 7).

A Figura 5.96 mostra o acompanhamento do erro de junta, que se aproxima de 0 rad e posteriormente começa a se afastar em virtude do movimento do satélite.

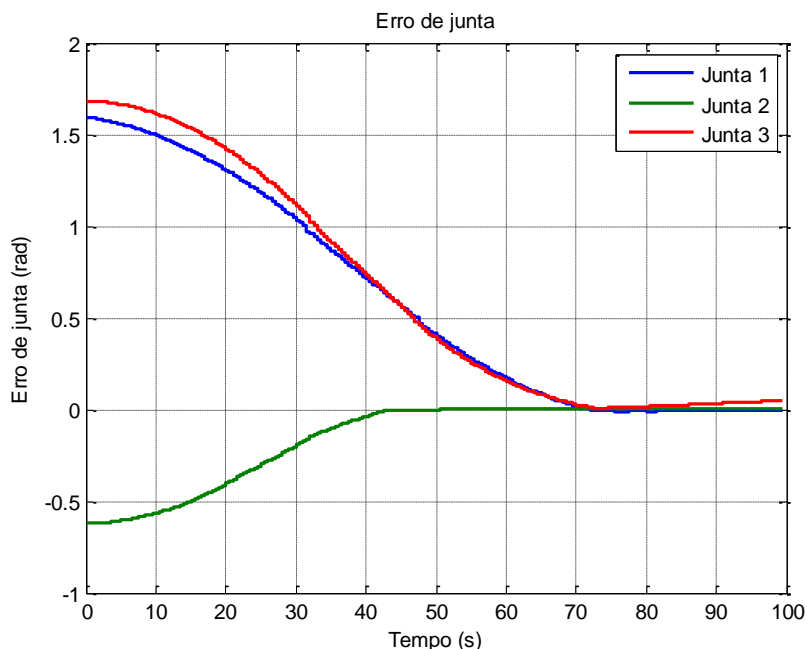


Figura 5.96 - Erro de junta (simulação 7).

A Tabela 5.1 resume os resultados das sete simulações, no que diz respeito ao tempo para que todas as juntas alcancem sua variável de junta desejada, levando o órgão terminal do manipulador robótico ao ponto meta dentro do volume de trabalho.

Tabela 5.1 - Resumo dos tempos para alcançar o ponto meta.

Referência	Roll (graus)	Pitch (graus)	Yaw (graus)	Tempo(s)
Simulação 1	0	0	0	77,0
Simulação 2	0	0	10	72,5
Simulação 3	0	0	-10	82,0
Simulação 4	10	-10	25	59,0
Simulação 5	-5	30	-5	93,0
Simulação 6	-	-	-	91,0
Simulação 7	-	-	-	73,5

5.3. Comentários das simulações de atracção

O estudo da Tabela 5.1 revela importantes conclusões sobre o funcionamento do simulador. Na primeira simulação, o sistema de controle de atitude do satélite esteve incumbido de manter a atitude inicial, o tempo para que as juntas levassem o órgão terminal ao ponto meta foi de 77,0 segundos.

Na segunda simulação, o sistema de controle foi orientado, através de sua entrada de referência, a posicionar o satélite em um ângulo que favoreceu a movimentação do manipulador robótico, fazendo com que a manobra de alcançar a alça fosse realizada em 72,5 segundos, 4,5 segundos de antecedência em relação a primeira simulação.

Levantou-se o questionamento da possibilidade do manipulador alcançar o ponto almejado caso o satélite não realizasse um movimento de forma a colaborar com a manobra de atracção. Tal situação foi construída na terceira simulação, com a referência para a atitude do satélite sendo configurada em um ângulo de sinal oposto ao da simulação anterior.

Apesar do aumento no tempo de manobra, 82,0 segundos, o manipulador mostrou-se eficaz na tarefa e alcançou seu ponto desejado.

Para investigar a influência do movimento do satélite em outras dimensões, realizou-se a quarta simulação com valores de referência para o sistema de controle do satélite que colocariam o manipulador mais próximo de seu objetivo. De fato, esta simulação alcançou o menor tempo entre todas, 59,0 segundos, mostrando que o controle do satélite pode proporcionar melhoras significativas no parâmetro analisado.

Outro questionamento foi levantado, sobre o que aconteceria caso os ângulos de referência de atitude do satélite fossem configurados com sinal contrário ao da simulação 4. Deste modo, foi realizada a simulação 5 que revelou a grande dificuldade do manipulador para alcançar o objetivo, o fez em 93,0 segundos,

demorando 16,0 segundos mais que a simulação 1, na qual o sistema de controle encarregava-se de manter o satélite parado.

Na sexta simulação, o sistema de controle de atitude do satélite foi desligado deixando-o livre no espaço e assimilando todos os torques externos gerados pelo movimento do manipulador. O resultado foi que o robô realizou a tarefa em 91,0 segundos, demonstrando, assim, a possibilidade de ser utilizado em manobras de atracação mesmo em satélites desprovidos de controle de atitude.

Lembrando que para a realização da manobra de atracação os satélites envolvidos encontram-se adequadamente próximos, isto é feito por meio de outros tipos de manobras. Como não há controle de atitude na sexta simulação, o satélite tende a manter-se em movimento. O início do movimento se deu em razão dos torques externos.

A ideia da sétima simulação foi realizar um teste de pior caso, sem a cooperação do sistema de controle de atitude e considerando uma rotação do satélite. Apesar de não haver controle da atitude do satélite, o sentido da rotação adotada favoreceu a chegada do manipulador ao ponto meta, em 73,5 segundos. O órgão terminal manteve-se na posição desejada por alguns segundos, as juntas do manipulador não apresentavam velocidade angular, até que se fez necessário um novo acionamento, em virtude do movimento do satélite. O manipulador busca manter-se no ponto meta, sua referência. Esta simulação demonstra a versatilidade da plataforma desenvolvida.

6 CONCLUSÕES E SUGESTÕES

6.1. Conclusões

O estudo realizado leva a crer que a elaboração de modelos que contemplem a correção dinâmica de erros de posição promove ganhos significativos, como diminuição no tempo de manobra, em missões desse tipo.

A mitigação dos erros inerentes ao processo de posicionamento reside na operação cooperativa entre braço robótico e satélite, servindo-se mutuamente de informações relevantes às manobras.

Dada a notória necessidade de controles precisos para se alcançar alvos em órbita, a obtenção dos valores de precisão dos movimentos do mecanismo robótico por meio do algoritmo do filtro de Kalman mostrou-se uma abordagem útil, uma vez que, foi possível inferir tais precisões em dois diferentes movimentos, extensão e flexão, do braço robô (resultados da seção 5.1).

Os resultados aqui apresentados são diretamente orientados à manobra de atracação, porém o entendimento obtido pode ser estendido para a realização de serviços em órbita, como uma rotina de soldagem, por exemplo, que consistem na busca de sucessivos pontos meta na execução da tarefa. Para a execução deste tipo de tarefa, é necessário domínio da dinâmica de contato.

Em suma, foi obtido êxito na modelagem do mecanismo robótico integrável ao simulador de atitude de satélites, provendo resultados acerca do controle aplicado em missões de atracação. Por meio da simulação, foi possível a investigação de características importantes das manobras, como o tempo de manobra.

Concluindo, cumpriu-se o objetivo de analisar manobras de atracação realizadas por satélites dotados de manipuladores robóticos. Foi elaborada uma plataforma com a qual pôde ser criado um modelo de manipulador vinculado à um modelo

de satélite artificial, servindo de ferramenta na análise das manobras de atracação.

6.2. Sugestões para a continuação do trabalho

O estudo revelou o simulador como uma ferramenta poderosa, estável e útil na análise da aplicação do controle em missões espaciais que fazem uso de manipuladores robóticos em órbita. Neste sentido, novos estudos poderiam ser feitos levando em consideração características mais próximas das reais nos elementos constituintes do simulador, tais como não linearidades nos modelos de sensores e atuadores, perdas na transmissão de sinais elétricos, não homogeneidade dos elos do manipulador, etc.

Outra abordagem interessante seria a caracterização de serviços em órbita específicos, para posterior aprimoramento do simulador no que diz respeito à dinâmica de contato.

Novos resultados poderiam ser buscados pela aplicação do algoritmo do filtro de Kalman para determinação da precisão de todos os movimentos realizados pelo manipulador em casos com distribuições não gaussianas de imprecisões mecânicas. De posse destas precisões, é possível traçar estratégias para a determinação de movimentos e trajetórias que atendam às exigências de segurança e limiares restritivos impostos.

Implementando modelos de sensores que considerem ruídos associados, poder-se-ia estimar o estado de atitude do satélite, como foi feito com a estimação de precisão do manipulador, para melhorar os dados fornecidos pelos sensores.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ADACHI, S.; YAMAGUCHI, I.; KIDA, T.; SEKIGUCHI, T.; YAMADA, K.; CHIDA, Y. On-orbit system identification experiments on Engineering Test Satellite-VI. **Control Engineering Practice**, v.7, n. 7, p. 831-841, 1999.

ARANTES JR., G.; ROCCO, E. M.; KOMANDURI, A. S. Far and close approaching strategies for rendezvous and docking operations applied to on-orbit servicing. **Mathematical analysis and applications in engineering aerospace and sciences**, v. 5, p. 1-29, 2010.

ARANTES JR., G. **Rendezvous with a non-cooperating target**. 151 p. Thesis (PhD) — University of Bremen, Bremen, Germany, 2011.

BEATTY, J. K. **Philae lands on its comet — three times!**. Desenvolvido por J. Kelly Beatty. 2014. Disponível em: <<http://www.skyandtelescope.com/astronomy-news/philae-lands-three-times-111220143>>. Acesso em: 10/02/2015.

CAMPOS, C. F. S. **Dinâmica e controle de movimento de corpo rígido de um manipulador robótico rígido/flexível**. 2001. 107 p. (INPE-12308-TDI/988). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2001. Disponível em: <<http://urlib.net/sid.inpe.br/iris@1913/2005/04.25.17.10>>. Acesso em: 27 abr. 2015.

CORKE, P.I. **Robotics, vision & control: fundamental algorithms in MATLAB**. Queensland: Springer, 2011. 570 p.

CRAIG, J.J. **Introduction to robotics: mechanics and control**. 3. ed. Upper Saddle River: Pearson Education Inc, 2005. 400 p.

CSA (CANADIAN SPACE AGENCY). **Flight history of Canadarm**. 2011. Disponível em: < <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/canadarm/flight.asp>>. Acesso em: 10/01/2015.

DIAZ, J.C.; ABDERRAHIM, M. Visual inspection system for autonomous robotic on-orbit satellite servicing. In: ESA WORKSHOP ON ASTRA, 9., 2006, Noordwijk. **Proceedings...** Noordwijk, Netherlands: [s.n.], 2006.

ELLERY, A. **An introduction to space robotics**. Chichester. UK: Springer-Praxis Publishers, 2000. 672 p. ISBN (978-1-85233-164-1).

EVANS, J. W.; PINON III, E.; MULDER, T. A. Autonomous rendezvous guidance and navigation for orbital express and beyond. In: AAS/AIAA SPACE FLIGHT MECHANICS CONFERENCE, 16., 2006, Tampa. **Proceedings...** Tampa, Florida: [s.n.], 2006. p. 1565-1574.

FEHSE, W. **Automated rendezvous and docking of spacecraft**. United Kingdom: Cambridge University Press, 2003. 495 p.

GODDARD, J. S., W. B. JATKO, R. K. FERRELL, S. S. GLEASON. Robust pose determination for autonomous docking. In: ANS SIXTH TOPICAL MEETING ON ROBOTICS AND REMOTE SYSTEMS, 6., 1995, Monterey. **Proceedings...** Monterey, California: [s.n.], 1995. p. 767-774.

GROOVER, M.P.; WEISS, M.; NAGEL, R.N.; ODREY, N.G. **Robótica: tecnologia e programação** (Edição esgotada). São Paulo: McGraw-Hill, 1989. 401 p.

HIRZINGER, G.; BRUNNER, B.; DIETRICH, J.; HEINDI, J. Rotex the first remotely controlled robot in space. **IEEE, Robotics and Automation**, v. 3, p. 2604-2611, 1994.

HIWIN. **HIWIN Robot RA605 Series**. Disponível em: <http://www.hiwin.tw/Products/Products_robot.aspx?type=robot&subtype=robot_six_axis>. Acesso em: 10/02/2015.

HUGHES, P. C. **Spacecraft attitude dynamics**. Mineola: Dover Publications, 1986. 564 p.

INABA, N.; NISHIMAKI, T.; ASANO, M.; ODA, M. Rescuing a stranded satellite in space: experimental study of satellite captures using a space manipulator. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON INTELLIGENT ROBOTS AND SYSTEMS, 2003, Las Vegas. **Proceedings...** Las Vegas, Nevada: IEEE, 2003. p. 3071-3076. ISBN 0-7803-7860-1.

INABA, N., ODA M. and M. ASANO: Rescuing a stranded satellite in space: experimental robotic capture of a non-cooperative satellites. **Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.**, v. 48, p. 213-230, 2006.

KUGA, H. K. **Noções práticas de técnicas de estimação**: notas de aula. São José dos Campos: [s.n.], 2005. 34 p. Disponível em: <<http://www2.dem.inpe.br/hkk>>. Acesso em: 01/10/2014.

MATSUMOTO, S.; DUBOWSKY, S.; JACOBSEN, S.; OHKAMI, Y. Fly-by approach and guidance for uncontrolled rotating satellite capture. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL CONFERENCE AND EXHIBIT, 2003, Austin. **Proceedings...** Austin, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.

ODA, M.; KAWANO, I.; KIBE, K.; YAMAGATA, F. Ets-vii a rendezvous docking and space robot technology experiment satellite. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 46., 1995, Oslo. **Proceedings...** Oslo, Norway: [s.n.], 1995. p. 1627-1632.

OGATA, K. **Engenharia de controle moderno**. 4. ed. São Paulo, Brasil: Pearson Prentice Hall, 2003. 788 p. ISBN(85-87918-23-0).

PAPADOPOULOS, E.; MOOSAVIAN, S. Dynamics & control of multi-arm space robots during chase & capture operations. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON INTELLIGENT ROBOTS AND SYSTEMS, 1994, Munich. **Proceedings...** Munich, Germany: [s.n.], 1994.

ROCCO, E. M. Perturbed orbital motion with a PID control system for the trajectory. In: COLÓQUIO BRASILEIRO DE DINÂMICA ORBITAL, 14., 2008, Águas de Lindóia. **Anais...** Águas de Lindóia: ABCM, 2008.

ROCCO, E. M.; COSTA FILHO, A. C; CARRARA, V. Effect of the coupling between attitude and orbital control in maneuvers using continuous thrust. Minissimpósio: Aerospace Engineering. In: CONFERÊNCIA BRASILEIRA DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES, 10., 2011, Águas de Lindóia. **Anais...** Águas de Lindóia: [s.n.], 2011.

SEWERYN, K.; BANASZKIEWICZ, M; MAEDIGER, B.; RYBUS, T.; SOMMER, J. Dynamics of space robotic arm during interactions with non-cooperative objects. In: ESA WORKSHOP ON ADVANCED SPACE TECHNOLOGIES FOR ROBOTICS AND AUTOMATION (ASTRA 2011), 11., 2011, Noordwijk. **Proceedings...** Noordwijk, The Netherlands: [s.n.], 2011.

SHI, P.; MCPHEE, J.; HEPPLER, G. Design and control of an experimental facility for emulating space-based robotic manipulators. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON ROBOTICS, 31., 2000, Montreal. **Proceedings...** Montreal, Canada: [s.n.], 2000. p. 481-486.

SILVA, A. R. **Identificação de parâmetros e detecção de falhas aplicada a manipuladores espaciais**. 2001. 195 p. (INPE-8981-TDI/812/A). Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2001. Disponível em: <<http://urlib.net/sid.inpe.br/jeferson/2004/09.02.14.53>>. Acesso em: 25 fev. 2015.

TATSCH, A.; FITZ-COY, N.; GLADUN, S. On-orbit servicing: a brief survey. In: PERFORMANCE METRICS FOR INTELLIGENT SYSTEMS WORKSHOP, 2006, Gaithersburg. **Proceedings...** Gaithersburg, Maryland: [s.n.], 2006. p. 276-281.

WEI, L.; YUNHAI, G.; XUEQIN, C.; FAN, Z. Relative position and attitude coupled control for autonomous docking with a tumbling target. **International Journal of Control and Automation**, v. 4, n. 4, p. 1-22, 2011.

WIKIPEDIA. **Canadarm**. Disponível em:
<<http://en.wikipedia.org/wiki/Canadarm>>. Acesso em: 10/01/2015a.

WIKIPEDIA. **Orbital Express**. Disponível em:
<http://en.wikipedia.org/wiki/Orbital_Express>. Acesso em: 10/01/2015b.

WIKIPEDIA. **Rosetta**. Disponível em:
<[http://en.wikipedia.org/wiki/Rosetta_\(spacecraft\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Rosetta_(spacecraft))>. Acesso em: 10/01/2015c.

YOSHIDA, K. Space robot dynamics and control: to orbit, from orbit, and future. In: International Symposium of Robotics Research (ISRR), 9., 1999, Snowbird. **Proceedings...** Snowbird, Utah: Springer, 2000. p. 449-456.

YOSHIDA, K. ETS-VII Flight experiments for space robot dynamic and control: theories on laboratory test beds ten years ago, now in orbit. **International Journal of Robotics Research**, v. 22, n. 5, p. 321-335, 2003.