



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS



PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DE TECNOLOGIAS ELETROMECÂNICAS DE MOVIMENTAÇÃO DE ANTENAS

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA PIBITI/INPE – CNPq/MCT

PROCESSO Nº: 154701/2010-6

Fernando Landerdahl Alves – Bolsista PIBITI/INPE – CNPq/MCT
Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas
LAMEC/CRS/CCR/INPE – MCT
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais
CRS/CCR/INPE – MCT
E-mail: falves@lacesm.ufsm.br

Dr. Mário César Ricci – Orientador
Divisão de Mecânica Espacial e Controle
DMC/INPE – MCT
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
INPE – MCT
E-mail: mcr@dem.inpe.br

Santa Maria, julho de 2011.



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

**RELATÓRIO FINAL DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DO
PROGRAMA: PIBITI/INPE – CNPq/MCT**

PROJETO

**PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DE TECNOLOGIAS ELETROMECÂNICAS
DE MOVIMENTAÇÃO DE ANTENAS**

PROCESSO Nº: 154701/2010-6

Relatório elaborado por:

Fernando Landerdahl Alves
Bolsista PIBITI/INPE – CNPq/MCT
E-mail: falves@lacesm.ufsm.br

Dr. Mário César Ricci – Orientador
Divisão de Mecânica Espacial e Controle
DMC/INPE – MCT
E-mail: mcr@dem.inpe.br

Dr. Nelson Jorge Schuch – Co-Orientador
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais
CRS/CCR/INPE – MCT
E-mail: njschuch@lacesm.ufsm.br



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Projeto:

PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DE TECNOLOGIAS ELETROMECAÑICAS DE MOVIMENTAÇÃO DE ANTENAS

Processo CNPq: Nº 154701/2010-6

Bolsista:

Fernando Landerdahl Alves

Acadêmico de Engenharia Mecânica – Centro de Tecnologia
Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Orientador:

Dr. Mário César Ricci

Divisão de Movimentação e Controle – DMC/INPE – MCT

Co-Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE – MCT

Colaboradores/Acadêmicos:

Lucas Lopes Costa – Curso de Engenharia Mecânica/UFSM

Rubens Zolar Gehlen Bohrer – Curso de Engenharia Mecânica/UFSM

Eduardo Escobar Bürger – Curso de Engenharia Mecânica/UFSM

Lucas Lourencena Caldas Franke – Curso de Engenharia Mecânica/UFSM

Local de Trabalho/Execução do Projeto:

Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas – CRS/CCR/INPE – MCT.

Projeto executado no âmbito da Parceria INPE/MCT – UFSM através do
Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT/UFSM.



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



Grupo de Pesquisa
**Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo:
Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br**



[Identificação](#)

[Recursos Humanos](#)

[Linhas de Pesquisa](#)

[Indicadores do Grupo](#)

Identificação

Dados básicos

Nome do grupo: Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo: Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br

Status do grupo: **certificado pela instituição**

Ano de formação: 1996

Data do último envio: 14/07/2011 14:40

Líder(es) do grupo: Nelson Jorge Schuch -

Natanael Rodrigues Gomes

Área predominante: Ciências Exatas e da Terra; Geociências

Instituição: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

órgão: Coordenação de Gestão Científica - CIE

Unidade: Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS

Endereço

Logradouro: Caixa Postal 5021

Bairro: Camobi

Cidade: Santa Maria

Telefone: 33012026

CEP: 97110970

UF: RS

Fax: 33012030

Home page: http://

Repercussões dos trabalhos do grupo

O Grupo - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS, GEOMAGNETISMO:INTERAÇÃO TERRA-SOL do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS/INPE-MCT, em Santa Maria, e Observatório Espacial do Sul - OES/CRS/INPE - MCT, Lat. 29°26'24"S, Long. 53°48'38"W, Alt. 488m, em São Martinho da Serra, RS, criado por Nelson Jorge Schuch em 1996, colabora com pesquisadores da: UFSM (CT-LACESM), INPE, CRAAM-



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

Universidade P. Mackenzie, IAG/USP, OV/ON, DPD/UNIVAP e SEFET/GO, no Brasil e internacionais do: Japão (Universidades: Shinshu, Nagoya, Kyushu, Takushoku e National Institute of Polar Research), EUA ((Bartol Research Institute/University of Delaware e NASA (Jet Propulsion Laboratory e Goddard Space Flight Center)), Alemanha (University of Greifswald e Max Planck Institute for Solar System Research), Austrália (Australian Government Antarctic Division e University of Tasmania), Armênia (Alikhanyan Physics Institute) e Kuwait (Kuwait University). Linhas de Pesquisas: MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO, AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA, NANOSATC-BR. Áreas de interesse: Heliosfera, Física Solar, Meio Interplanetário, Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo, Aeronomia, Ionosferas, Aeroluminescência, Raios Cósmicos, Muons, Pequenos Satélites Científicos. Objetivos: Pesquisar o acoplamento energético na Heliosfera, mecanismos de geração de energia no Sol, Vento Solar, sua propagação no Meio Interplanetário, acoplamento com as magnetosferas planetárias, no Geoespaço e a Ionosfera e a Atmosfera Superior, previsão de ocorrência de tempestades magnéticas e das intensas correntes induzidas na superfície da Terra, Eletricidade Atmosférica e seus Eventos Luminosos Transientes (TLEs). As Pesquisas base de dados de sondas no Espaço Interplanetário e dentro de magnetosferas planetárias, e de modelos computacionais físicos e estatísticos. Vice-Líderes: Alisson Dal Lago, Nalin Babulau Trivedi, Otávio Santos Cupertino Durão, Natanael Rodrigues Gomes.

Recursos humanos	
Pesquisadores	Total: 48
Ademar Michels	Jean Carlo Santos
Adriano Petry	Jean Pierre Raulin
Alan Prestes	Joao Paulo Minussi
Alexandre Alvares Pimenta	Jose Humberto Andrade Sobral
Alicia Luisa Clúa de Gonzalez	Juliano Moro
Alisson Dal Lago	Lucas Ramos Vieira
Antonio Claret Palerosi	Mangalathayil Ali Abdu
Barclay Robert Clemesha	Marcelo Barcellos da Rosa
Caitano Luiz da Silva	Marco Ivan Rodrigues Sampaio
Carlos Roberto Braga	Marcos Vinicius Dias Silveira
Cassio Espindola Antunes	Nalin Babulau Trivedi
Clezio Marcos De Nardin	Natanael Rodrigues Gomes - (líder)
Cristiano Max Wrasse	Nelson Jorge Schuch - (líder)
Cristiano Sarzi Machado	Nivaor Rodolfo Rigozo
Delano Gobbi	Odim Mendes Junior
Eurico Rodrigues de Paula	Osmar Pinto Junior
Ezequiel Echer	Otavio Santos Cupertino Durão
Fabiano Luis de Sousa	Pawel Rozenfeld
Fábio Augusto Vargas dos Santos	Petrônio Noronha de Souza
Fernanda de São Sabbas Tavares	Polinaya Muralikrishna
Fernando Luís Guarnieri	Rafael Lopes Costa
Gelson Lauro Dal' Forno	Rajaram Purushottam Kane
Hisao Takahashi	Severino Luiz Guimaraes Dutra
Ijar Milagre da Fonseca	Walter Demetrio Gonzalez Alarcon
Estudantes	Total: 30



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

Ândrei Camponogara	Juliano Rafael Andrade
Bruno Knevitz Hammerschmitt	Leonardo Zavareze da Costa
Cássio Rodinei dos Santos	Lucas Camponogara Viera
Claudio Machado Paulo	Lucas Lopes Costa
Dimas Irion Alves	Lucas Lourencena Caldas Franke
Edson Rodrigo Thomas	Maurício Ricardo Balestrin
Eduardo Escobar Bürger	Mauricio Rosa de Souza
Eduardo Weide Luiz	Michel Baptistella Stefanello
Felipe Cipriani Luzzi	Nikolas Kemmerich
Fernando Landerdahl Alves	Pietro Fernando Moro
Guilherme Grams	Roger Hatwig de Lima
Guilherme Paul Jaenisch	Rubens Zolar Gehlen Bohrer
Guilherme Simon da Rosa	Tális Piovesan
Igor Freitas Faundes	Tardelli Ronan Coelho Stekel
José Paulo Marchezi	William do Nascimento Guareschi

Técnicos	Total: 2
Fernando Sobroza Pedroso - Graduação - \Outra Função	
Henrique Sobroza Pedroso - Graduação - Analista de Sistemas	

Linhas de pesquisa	Total: 4
<ul style="list-style-type: none">AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIADesenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BRMAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMOMEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL	

Empresas associadas ao grupo	Total: 0
-------------------------------------	-----------------

Indicadores de recursos humanos do grupo	
Integrantes do grupo	Total
Pesquisador(es)	48
Estudante(s)	30
Técnico(s)	2



Nomes grafados em vermelho: integrantes sem Currículo Lattes ou com inconsistências nos dados de identificação entre os formulários de Currículo e de Grupo de Pesquisa.



Linha de Pesquisa Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR

Linha de pesquisa

Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR

Nome do grupo: [Clima Espacial](#), [Magnetosferas](#), [Geomagnetismo](#); [Interações Terra - Sol](#), [NanoSatC-Br](#)

Palavras-chave: CubeSats; Desenvolvimento de Engenharias - Tecnologias; Miniaturização; Nanosatélites; Nanotecnologia; Pesquisa do Geoespaço;

Pesquisadores:

[Ademar Michels](#)
[Adriano Petry](#)
[Alexandre Álvares Pimenta](#)
[Alicia Luisa Clúa de Gonzalez Alarcon](#)
[Alisson Dal Lago](#)
[Antonio Claret Palerosi](#)
[Cassio Espindola Antunes](#)
[Clezio Marcos De Nardin](#)
[Cristiano Sarzi Machado](#)
[Ezequiel Echer](#)
[Fabiano Luis de Sousa](#)
[Fernando Luis Guarnieri](#)
[Gelson Lauro Dal Forno](#)
[Ijar Milagre da Fonseca](#)
[Jean Pierre Raulin](#)
[Jose Humberto Andrade Sobral](#)
[Lucas Ramos Vieira](#)
[Nalin Babulal Trivedi](#)
[Natanael Rodrigues Gomes](#)
[Nelson Jorge Schuch](#)
[Nivaor Rodolfo Rigozo](#)
[Odim Mendes Junior](#)
[Otavio Santos Cupertino Durao](#)
[Pawel Rosenfeld](#)
[Petrônio Noronha de Souza](#)



[Rafael Lopes Costa](#)
[Severino Luiz Guimaraes Dutra](#)
[Walter Demetrio Gonzalez-Alarcon](#)

Estudantes:

[Ândrei Camponogara](#)
[Dimas Irion Alves](#)
[Eduardo Escobar Bürger](#)
[Fernando Landerdahl Alves](#)
[Guilherme Grams](#)
[Guilherme Paul Jaenisch](#)
[Guilherme Simon da Rosa](#)
[Igor Freitas Fagundes](#)
[José Paulo Marchezi](#)
[Juliano Rafael Andrade](#)
[Leonardo Zavareze da Costa](#)
[Lucas Lopes Costa](#)
[Lucas Lourencena Caldas Franke](#)
[Maurício Ricardo Balestrin](#)
[Maurício Rosa de Souza](#)
[Nikolas Kemmerich](#)
[Pietro Fernando Moro](#)
[Roger Hatwig de Lima](#)
[Rubens Zolar Gehlen Bohrer](#)
[Tális Piovesan](#)
[Tardelli Ronan Coelho Stekel](#)
[William do Nascimento Guareschi](#)

Árvore do conhecimento:

Ciências Exatas e da Terra; Astronomia; Astrofísica do Sistema Solar;
Ciências Exatas e da Terra; Geociências; Instrumentação Científica;
Engenharias; Engenharia Aeroespacial; Engenharia Aeroespacial - Pequenos Satélites;

Setores de aplicação:

Aeronáutica e Espaço

Objetivo:

Pesquisas: Geoespaço e em Engenharias/Tecnologias: eletrônica, comunicações, mecânica, lançamento de pequenos satélites científico universitário - iniciação científica: CubeSat (100g-1Kg, 10x10x10cm), Nanosatélite (1Kg-10Kg); Carga útil: magnetômetro e detector de partículas; Desenvolvimentos: estrutura mecânica, computador-bordo, programas, estação terrena, testes/integração, sub-sistemas: potencia, propulsão, telemetria, controle: atitude, térmico, Vice-Líder: Otávio Santos Cupertino Durão



AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu Orientador Dr. Mário César Ricci e ao meu Co-orientador e Mentor Dr. Nelson Jorge Schuch pelo apoio prestado durante as fases de desenvolvimento dos estudos e pesquisas e nos momentos de dificuldade encontrados no decorrer do trabalho.

Importante mencionar os funcionários e servidores do CRS/CCR/INPE – MCT e do LACESM/CT – UFSM pelo apoio e pela infraestrutura disponibilizada; ao Programa PIBITI/INPE - CNPq/MCT pela aprovação do Projeto de Pesquisa, que me permitiu dar os primeiros passos na iniciação científica e tecnológica, propiciando grande crescimento profissional.

Ainda gostaria de agradecer aos colegas de laboratório Eduardo Escobar Bürger, Lucas Lopes Costa, Lucas Lourencena Caldas Franke e Rubens Zolar Gehlen Bohrer e demais alunos de Iniciação Científica pelas sugestões durante o desenvolvimento das atividades.

Agradecimentos especiais ao Dr. Otávio Santos Cupertino Durão por ser o primeiro Orientador do Projeto e ao Dr. Alexandre Dias da Silva, membro do corpo docente do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Maria, por compartilhar seu tempo e conhecimentos, dos quais foram fundamentais para o desenvolvimento deste trabalho.



RESUMO

O desenvolvimento e implementação de uma Estação Terrena de Rastreo e Controle de satélites é um passo essencial para o êxito de qualquer missão espacial em que se deseja uma satisfatória transmissão de informação (*downlink/uplink*). O Projeto visa o desenvolvimento teórico e prático da estrutura mecânica de uma Estação Terrena (ET), que ofereça um suporte e um controle à movimentação de antenas direcionais utilizadas no rastreo de satélites de órbitas não geostacionárias. Devido à oferta de energia elétrica de um satélite, por vezes, ser limitada, o que em CubeSats é de aproximadamente 1,2 W, o sinal recebido pela ET é fraco (cerca de 150mW - 8,24 dB). Portanto, o sistema de posicionamento assume um papel importante para proporcionar um ganho no tempo de transmissão e qualidade do sinal. Através da interação de *softwares* de simulação de órbita, desenho em CAD (*Computer Aided Design*) e gerenciamento de programas CNC (Controle Numérico Computadorizado), é apresentado um método teórico de rastreo que visa a otimização de apontamento de antenas direcionais.



LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Relacionamento entre o satélite, o segmento de solo e o cliente.....	4
Figura 2 - Estrutura do Segmento Solo.	6
Figura 3 – Atividades típicas de uma passagem.....	7
Figura 4 – Satélites do Sistema Global de Posicionamento (GPS).	10
Figura 5 – Comparação entre diagramas de radiação.....	12
Figura 6 - Antena Yagi Uda.	13
Figura 7 - Ambiente de navegação <i>software</i> Orbitron.	17
Figura 8 - Configurações de previsão de órbita.....	17
Figura 9 – Modos de visualização e navegação do Orbitron.....	18
Figura 10 – Trajetória espacial em três dimensões.	19
Figura 11 - Ambiente de trabalho Visual Lisp.	22
Figura 12 - <i>Software</i> CNC, MACH2 da Artsoft.	23
Figura 13 - Antena projetada para a Estação Terrena do Projeto NANOSATC-BR.	25
Figura 14 - Deflexão em função da aceleração da gravidade - Situação I.	27
Figura 15 - Deflexão em função da aceleração da gravidade - Situação II.	27
Figura 16 - Diagrama de deflexão devido ação do vento.	30
Figura 17 - Tipos de posicionadores.....	32
Figura 18 - Mecanismo do tipo Azimute sobre Elevação.	33
Figura 19 - Posicionadores do tipo Elevação sobre Azimute.....	34
Figura 20 - Mecanismo do tipo azimute sobre elevação sobre azimute.....	34
Figura 21 - Mecanismo <i>hexapod</i>	35
Figura 22 - Antena com posicionador <i>hexapod</i>	36
Figura 23 - Radar militar americano.....	37
Figura 24 - Componentes de um servomotor.	38
Figura 25 - Mecanismo de funcionamento de um motor de passo.....	40
Figura 26 - Modelagem do servomecanismo.	42
Figura 27 - Passagem com declinação máxima das antenas.	43
Figura 28 - Passagem com declinação mínima e variação de azimute máxima.....	45
Figura 29 - Informações sobre variação de azimute e tempo de passagem.....	46
Figura 30 - Esforços em um dente reto de engrenagem.	50
Figura 31 - Modelo de torre estaiada.....	52
Figura 32 - Modelo de torre autoportante treliçada.....	54
Figura 33 - Simulação de carga estática, diagrama de cores.	56
Figura 34 - Isopletras de velocidades básicas do Brasil.	59



Figura 35 - Coeficiente de amplificação dinâmica para terreno de Categoria II.....	63
Figura 36 - Coeficiente de arrasto C_d para torres reticuladas.	65
Figura 37 - Componentes de força de arrasto nas faces de torres reticuladas.	66
Figura 38 - Arranjo de forças para vento a 0°	67
Figura 39 - Arranjo de forças para vento a 30°	67
Figura 40 - Arranjo de forças para vento a 60°	68
Figura 41 - Diagrama de cores para tensão provocada pela ação do vento.....	69



LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Designações de um Elemento Kepleriano.....	15
Tabela 2 - Informações de previsão de órbita.....	18
Tabela 3 - Dimensões dos elementos da antena.	25
Tabela 4 - Relatório de simulação para ação da gravidade.	28
Tabela 5 – Relatório de Simulação de ação do vento para antena.	30
Tabela 6 - Comparativo entre geradores de movimento.....	41
Tabela 7 - Características dos diferentes tipos de transmissão construídos e projetados.....	48
Tabela 8 - Massa aproximada dos elementos descritos.....	55
Tabela 9 - Relatório de simulação para carga estática em módulo de torre.	56
Tabela 10 - Valores mínimos do fator estatístico S_3	60
Tabela 11 – Expoente p e parâmetro b	62
Tabela 12 - Relatório de simulação para ação do vento em módulo de torre.....	69



SUMÁRIO

CAPÍTULO 1	1
1.1 INTRODUÇÃO	1
1.2 OBJETIVOS DO PROJETO E ESTRUTURAÇÃO DO TEXTO	1
CAPÍTULO 2	3
2.1 AMBIENTE DE CONTROLE DE MISSÕES ESPACIAIS.....	3
2.2 PLANOS DE CONTROLE DE OPERAÇÕES DE MISSÕES ESPACIAIS	6
CAPÍTULO 3	9
3.1 MOVIMENTAÇÃO DE SATÉLITES:.....	9
3.2 SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA.....	10
3.3 ANTENAS DIRECIONAIS	11
3.3.1 Antenas Yagi Uda	12
3.4 MOVIMENTAÇÃO CONTROLADA.....	13
3.4.1 Estudo da Trajetória	14
3.4.2 Elementos Keplerianos.....	14
3.4.3 Simulador de Órbita Orbitron	16
3.4.4 Linguagem Lisp.....	19
3.4.5 O Editor Visual LISP	20
3.4.6 <i>Software</i> CNC	22
CAPÍTULO 4	24
4.1 PROPOSTA DE MODELO ESTRUTURAL PARA UMA ESTAÇÃO TERRENA	24
4.2 ANTENAS DE UM SISTEMA COLETOR	24
4.2.1 Deflexão Devido a Aceleração da Gravidade	26
4.2.2 Deflexão Devido à Ação do Vento	29
4.3 MECANISMOS DE MOVIMENTAÇÃO	31
4.3.1 Servomecanismos.....	32



4.3.2 Antenas <i>Hexapod</i>	35
4.3.3 Antenas <i>Phased Array</i>	36
4.3.4 Geradores Eletromecânicos de Movimento	37
4.3.4.1 Servomotores.....	38
4.3.4.2 Motores de Passo.....	39
4.3.5 Definição do Problema de Movimentação	41
4.3.6 Elementos de Transmissão	47
4.3.7 Esforços em Engrenagens de Dentes Retos	49
4.4 TORRE DE SUSTENTAÇÃO	51
4.4.1 Torres Estaiadas	51
4.4.2 Torres Autoportantes.....	53
4.4.3 Projeto de uma Torre Autoportante.....	55
4.4.3.1 Solitações de Força da Carga Útil.....	55
4.4.3.2 Solicitações de Forças Advindas da Ação do Vento.....	57
CONCLUSÃO.....	71
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	73
ATIVIDADES COMPLEMENTARES	76



CAPÍTULO 1

1.1 INTRODUÇÃO

O presente Relatório possui o objetivo de descrever as atividades exercidas pelo bolsista durante o período de vigência da bolsa, de Setembro de 2010 à Julho de 2011, do Projeto de Iniciação em Desenvolvimento Tecnológico e Inovação, intitulado “Pesquisa e Desenvolvimento de Tecnologias Eletromecânicas de Movimentação de Antenas”. Além de demonstrar os principais resultados alcançados.

1.2 OBJETIVOS DO PROJETO E ESTRUTURAÇÃO DO TEXTO

Este trabalho é resultado de um estudo direcionado que visa uma aplicação prática: o projeto e desenvolvimento da concepção mecânica de uma Estação Terrena de Controle e Rastreamento de Satélites. Mais especificamente, as restrições do projeto são definidas pelas aplicações particulares de movimentação de antenas: acompanhamento de trajetórias de órbitas de satélites não geoestacionários.

A proposta do trabalho é a de propor um modelo de projeto de engenharia da estrutura física de uma Estação Terrena, ou seja, o conjunto Torre – Servomecanismo – Antenas, para fins de um posicionamento dinâmico e controlado de antenas. Dentro deste contexto, o presente trabalho tem como objetivos:

- Estudo fatores relevantes para a especificação de um projeto de um conjunto torre/servomecanismo/antenas,
- Apresentar um método alternativo para o apontamento dinâmico de antenas,
- Propor um modelo estrutural deste conjunto para fins de simulação e análise em *softwares* computacionais de engenharia.



O texto é estruturado de forma a facilitar a total compreensão do assunto, convergindo a cada capítulo para os respectivos objetivos. É conveniente analisar o texto como um todo, em que cada capítulo, de certa forma, introduz o próximo.

O relatório está organizado em quatro capítulos, sendo que o Capítulo 2 localiza Estações Terrenas no âmbito de missões espaciais evidenciando sua importância; o Capítulo 3 expõe o problema de apontamentos dinâmicos de antenas e propõe uma metodologia para a execução deste apontamento; o Capítulo 4 apresenta um modelo de concepção do conjunto mecânico de uma Estação Terrena.



CAPÍTULO 2

2.1 AMBIENTE DE CONTROLE DE MISSÕES ESPACIAIS

De acordo com ECSS-E-70 Part 1A (2000), uma missão espacial consiste em uma função específica, a ser realizada por um sistema espacial, da qual se espera um determinado conjunto de produtos. Uma missão espacial pode ter ênfase, por exemplo, em telecomunicações, sensoriamento remoto, coleta de dados e em experimentos científicos e tecnológicos.

Uma missão com ênfase em coleta de dados, por exemplo, tem como função receber e retransmitir para a Terra os sinais emitidos por plataformas de coleta de dados espalhadas em um território. O produto esperado desse tipo de missão consiste nas informações ambientais coletadas pelas plataformas, Biancho, Ferreira e Silva (2005).

Um sistema espacial é desenvolvido para atender aos requisitos de uma missão espacial e é constituído por dois segmentos: o segmento espacial e o segmento de solo. O segmento de solo é constituído por recursos humanos, infraestruturas de *hardware* e de *software*, e procedimentos envolvidos na preparação e execução das operações de uma missão. O segmento de solo estabelece o elo entre o satélite e os clientes da missão, ou seja, os usuários que possuem interesse nos dados de carga útil transmitidos pelo satélite. A Figura 1 ilustra o relacionamento entre o satélite, o segmento de solo e os clientes da missão.

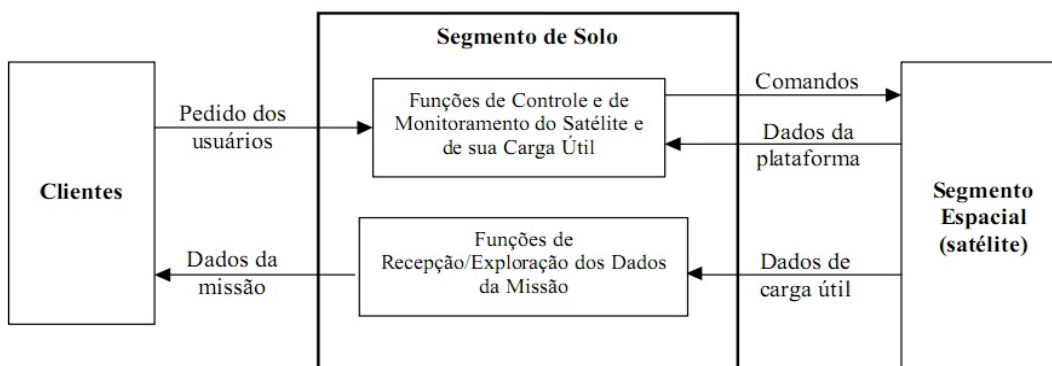


Figura 1 - Relacionamento entre o satélite, o segmento de solo e o cliente.

Fonte: Adaptada de Larson e Wertz (1996), citado por Biancho, Ferreira e Silva (2005).

Segundo ECSS-E-70 Part 1A (2000), o segmento de solo possui duas divisões principais: a organização das operações de solo; e os sistemas de solo. A organização das operações de solo compreende os recursos humanos responsáveis pela preparação dos dados de operação de uma missão e pela execução das tarefas de operação do satélite. Os sistemas de solo consistem em elementos de solo (*hardware, software* e instalações) que oferecem suporte ao controle e ao monitoramento do satélite e à exploração dos dados da missão. Os principais elementos do sistema de solo são:

- **Sistema de Controle de Missão:** Decomposto nos seguintes elementos funcionais: Sistema de Controle de Operações, Sistema de Controle de Carga Útil e Sistema de Exploração de Missão. Os dois primeiros são responsáveis por planejar, monitorar e controlar a plataforma e as cargas úteis, respectivamente. O último sistema é responsável por distribuir aos usuários os produtos da missão e dados extras necessários para o planejamento e a utilização dos dados de missão.

- **Sistema de Estação Terrena:** Constitui a interface direta com o satélite. Esse sistema fornece o link de comunicação com o satélite durante os períodos em que este passa



sobre a estação. Durante esses períodos são transmitidos comandos ao satélite (telecomandos) e recebidos dados da plataforma e das cargas úteis (telemetrias). O Sistema de Estação Terrena pode ser classificado em duas instâncias: Estação Terrena utilizada para o controle do satélite, que provê serviços de telemetria, telecomando e de rastreamento tanto para a plataforma como para a carga útil; e Estação Terrena que suporta a exploração da missão, que provê serviços de recepção dos dados de carga útil tais como o recebimento de sinais de telecomunicações, de dados científicos e de imagens da terra.

- **Rede de comunicação de dados:** responsável pela conexão entre todos os sistemas de solo permitindo a comunicação entre eles e a comunicação com os usuários da missão.

A estrutura do segmento de solo com os principais elementos de solo descritos anteriormente é apresentada pela Figura 2. Na prática, essas funções podem ser fisicamente agrupadas de acordo com o tipo da missão e da organização do segmento de solo, Biancho, Ferreira e Silva (2005).

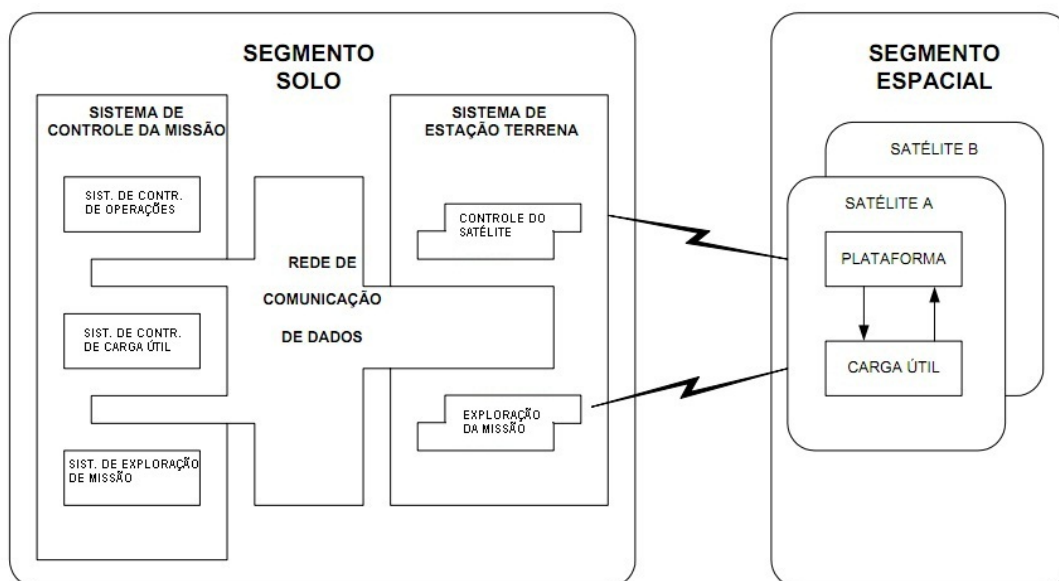


Figura 2 - Estrutura do Segmento Solo.

Fonte: Adaptada de ECSS (2000), ECSS-E-70 Part 1A (2000).

2.2 PLANOS DE CONTROLE DE OPERAÇÕES DE MISSÕES ESPACIAIS

As operações de controle de missões espaciais são executadas de acordo com dois tipos de planos principais: o Plano de Operações de Voo (POV) e o Plano de Operações de Solo (POS), ECSS-E-70 Part 1A (2000).

Segundo Bianco, Ferreira e Silva (2005), de maneira geral, as operações de voo correspondem a todas as atividades relacionadas ao planejamento, à execução e à avaliação do controle do satélite quando em órbita. Já as operações de solo correspondem a todas as atividades relacionadas ao planejamento, à execução e à avaliação do controle das facilidades de solo de suporte, tais como as estações terrenas e a rede de comunicação de dados de solo.

O POV tem como finalidade manter o satélite em órbita trabalhando de forma a atingir os objetivos da missão. Para isso, o POV contém todas as informações necessárias

para o controle em órbita do satélite, tais como procedimentos de controle de voo, regras, planos e cronogramas.

Todas as atividades do POV têm como ponto de partida a passagem do satélite sobre a estação terrena, Bianco, Ferreira e Silva (2005). A quantidade de tempo que um satélite permanece visível a uma determinada estação terrena determina quais operações de voo devem ser realizadas durante uma passagem. As atividades típicas de uma passagem, apresentadas na Figura 3, se dividem em três períodos: pré-passagem, passagem e pós-passagem.

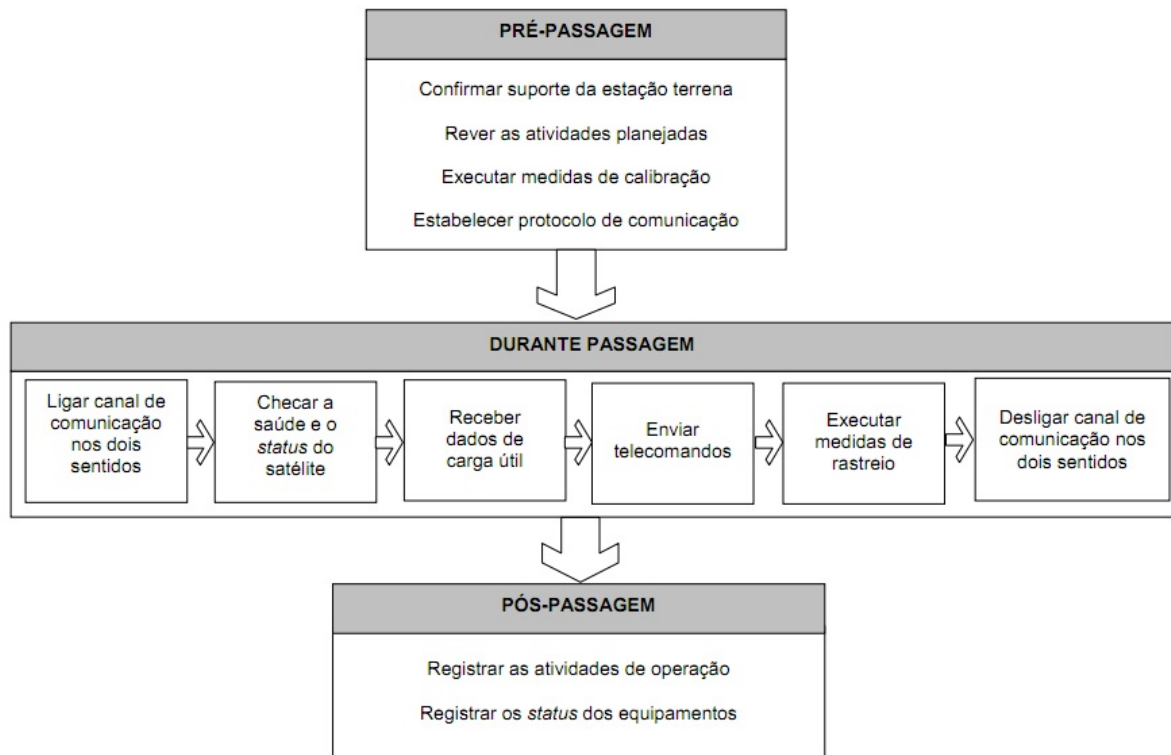


Figura 3 – Atividades típicas de uma passagem.

Fonte: Adaptada de Larson e Wertz (1996), citado por Bianco, Ferreira e Silva (2005).



De acordo com ECSS-E-70 Part 1A (2000), o Grupo de Dinâmica de Voo possui a responsabilidade de determinar a previsão de órbita e de atitude, fazer cálculos, avaliação de manobras e previsões de eventos orbitais.

Diante das considerações apresentadas acerca de gerenciamento, organização e planejamento de missões espaciais, evidencia-se a importância que uma Estação Terrena possui para com o bom rendimento dos trabalhos realizados em solo. É ela que, efetivamente, estabelece o enlace entre o satélite e o plano de serviço de sua carga útil, com a equipe de solo, que objetiva adquirir, processar e interpretar os dados enviados.

Dentro deste âmbito e, convergindo para o objeto de estudo deste projeto, é conveniente salientar a importante função que o apontamento das antenas de uma Estação Terrena exerce. Pela escassez de energia elétrica neste meio espacial, temos que, quanto maior a precisão deste apontamento, maior o tempo de enlace e melhor a qualidade do sinal recebido/enviado.



CAPÍTULO 3

3.1 MOVIMENTAÇÃO DE SATÉLITES

Ao percorrer uma trajetória no espaço, os satélites descrevem um movimento uniforme pré-estabelecido, de acordo com a órbita que se faz dele necessária. Analisando este movimento, deparamo-nos a fins práticos, com dois tipos de órbita: órbitas geoestacionárias e órbitas não geoestacionárias. Os satélites geoestacionários não possuem movimento relativo ao movimento de rotação terrestre, portanto, permanecem fixos a qualquer referencial localizado na superfície da Terra. Os não geoestacionários compreendem uma grande variedade de movimentos, tendo suas trajetórias referenciadas ao Sol (órbita sol síncrona), aos polos (órbita polar), entre outros.

Na maioria dos casos, as órbitas que os satélites possuem exercem pouco significado ao nosso cotidiano. Um aparelho televisor ou um rádio, por exemplo, devem seu sinal local a uma antena fixa localizada nas proximidades de sua cidade ou bairro, que emite o sinal omnidirecionalmente com uma determinada potência. Neste caso, o sinal eletromagnético tampouco passa por satélites, existindo a comunicação direta entre antena emissora – antena receptora.

Em outros casos, a geração e/ou irradiação de sinal é realizada pelo satélite. Esta irradiação, além de atingir a Terra, pode ser recebida por outro satélite, ou para uma rede de satélites, amplificando o sinal para uma maior área de recepção na superfície terrestre. Nestes casos, os satélites podem possuir os tipos de órbitas mencionadas anteriormente.

Um exemplo de órbita geoestacionária são os satélites da rede GPS (*Global Positioning System*), Figura 4, enquanto que para órbitas não geoestacionárias, um exemplo prático são os satélites radioamadores, em que o sinal gerado por uma estação, numa determinada frequência, pode ser captado por todas as estações que estiverem ao alcance de propagação de sinal deste satélite, naquela frequência, durante o instante em que a estação geradora esteja ao alcance do satélite. Focando-se neste último caso, é importante salientar



que a comunicação é restrita ao âmbito estação geradora – satélite – estações receptoras, não havendo qualquer tipo de comunicação direta entre estações.

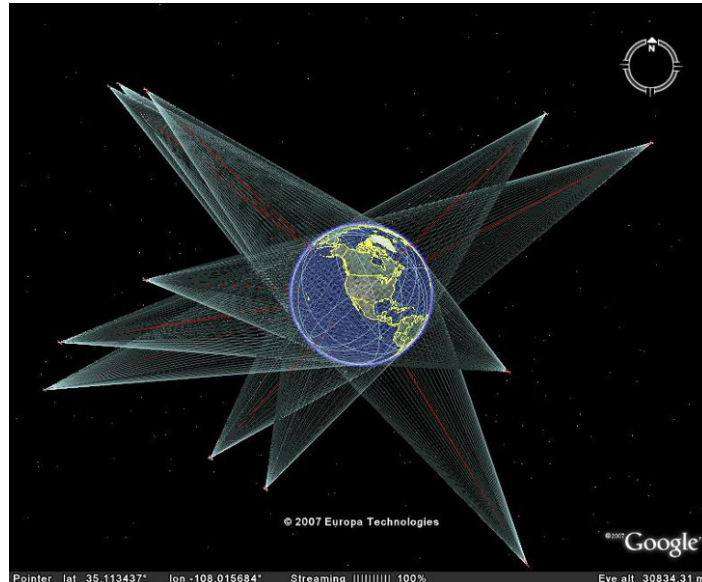


Figura 4 – Satélites do Sistema Global de Posicionamento (GPS).
Fonte: <http://www.freegeographytools.com>

3.2 SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA

Segundo Costa (2009), o subsistema de suprimento de energia de um satélite é responsável por algumas tarefas indispensáveis para o seu funcionamento, como gerar energia elétrica suficiente para abastecer a todos os subsistemas, a carga útil e as baterias, armazenar energia durante os períodos de exposição ao Sol para ser utilizada quando o satélite estiver na sombra da Terra, distribuir, regular e controlar a potência em todos os equipamentos a bordo.

Admitindo o fato de que, por vezes, a oferta de energia elétrica é bastante limitada, o que em CubeSats, por exemplo, é de aproximadamente 1,2 W, o sinal a ser recebido pela estação de rastreamento é fraco (cerca de 150mW – 8,24dB), tendo em vista as interferências que o meio submete.



Uma alternativa para compensar esta circunstância é o uso de antenas direcionais que, nada mais fazem do que acompanhar a trajetória do satélite quando este desenvolver uma passagem ao alcance da Estação Terrena.

3.3 ANTENAS DIRECIONAIS

De modo geral, antenas são dispositivos que permitem a irradiação ou o recebimento de ondas eletromagnéticas.

Segundo Santos (2006), antena é um dispositivo cuja função é transformar energia eletromagnética guiada pela linha de transmissão em energia eletromagnética irradiada, pode-se dizer que esta lei aplica-se no sentido inverso, isto é, transformar energia eletromagnética irradiada em energia eletromagnética guiada para a linha de transmissão.

Portanto, sua função é primordial em qualquer comunicação onde exista radiofrequência. Por sua natureza, deduz-se que a antena ocupa sempre o último lugar na cadeia de transmissão e o primeiro lugar na cadeia de recepção, daí a importância de seu estudo e entendimento para as telecomunicações.

As antenas direcionais são caracterizadas por possuírem uma irradiação de sinal consideravelmente mais poderosa, em função do fato de que concentram seu lóbulo principal em uma ou mais direções bem definidas, reduzindo a interferência submetida por fontes indesejáveis. Quando a concentração de radiação numa certa direção é desejada, as antenas direcionais conferem um maior desempenho quando comparadas às antenas dipolo. A Figura 5 apresenta uma comparação entre os diagramas de radiação para diferentes concepções de antenas.

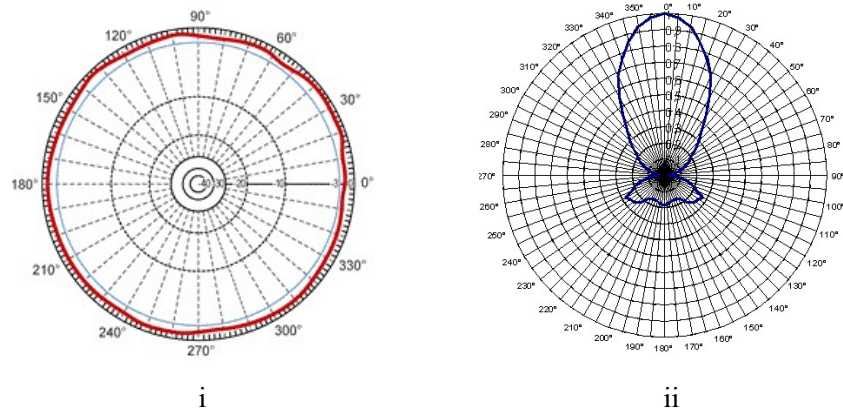


Figura 5 – Comparação entre diagramas de radiação, para antena omnidirecional (i) e antena direcional (ii).
Fonte: <http://aristotelesmachado.com> (i) e <http://idealantenas.com.br/ingles/produto.htm> (ii)

Dentre os tipos de antenas direcionais existentes, como as log-periódicas e as parabólicas, as antenas Yagi destacam-se pela sua simples concepção e seu elevado ganho.

3.3.1 Antenas Yagi Uda

As antenas Yagi Uda, comumente conhecidas como Yagi, foram desenvolvidas na década de 20. Seu uso e sua tecnologia foram mundialmente difundidos durante a 2ª Guerra Mundial, utilizada principalmente nos conjuntos de radar, devido a sua simplicidade e direcionalidade. Tal direcionalidade existe ao longo do eixo perpendicular ao dipolo, no mesmo plano dos elementos.

Uma antena Yagi se organiza em três tipos de componentes: os elementos diretores, os elementos refletores e o dipolo emissor/receptor. Os elementos diretores, também conhecidos como elementos parasíticos, têm por função guiar o sinal existente em direção ao dipolo. Os elementos refletores, como o próprio nome faz referência, servem de espelho para as frentes de onda se chocar e refletirem.

Seu funcionamento é de fácil compreensão. Segundo Guarnieri (2005), o dipolo fará o papel de receptor da energia do sinal. Parte desta energia será captada diretamente pelo dipolo quando vinda de frente com o auxílio dos elementos diretores, e a outra parte irá



chocar-se nos elementos refletores e será refletida para o dipolo. Os sinais vindos da parte traseira da antena também serão refletidos, mas para a sua retaguarda, não causando interferências ou anomalias nos sinais captados pelo dipolo.

Deste modo, o ganho desta antena é consideravelmente maior em relação aos outros tipos, em virtude de conseguir concentrar com mais eficiência as ondas eletromagnéticas a que temos interesse. Este ganho de potência significa o aumento de tensão no elemento excitado. Como a potência de sinal enviado é bastante reduzida, um mínimo aumento desta representa muito para o sucesso do processo de *downlink*. A Figura 6 ilustra uma antena de concepção Yagi Uda.



Figura 6 - Antena Yagi Uda.

Fonte: <http://www.electro-tech-online.com/attachments/radio-communications>

3.4 MOVIMENTAÇÃO CONTROLADA

Levando-se em conta as considerações apresentadas nos subitens até aqui discutidos, constatamos o fato de que a movimentação de antenas é uma ferramenta muito importante no que diz respeito ao sucesso de uma comunicação espacial.



O desenvolvimento de um método para realizar uma movimentação controlada é apresentado nos itens que seguem.

3.4.1 Estudo da Trajetória

Como já abordado anteriormente, os satélites descrevem trajetórias, em nosso ambiente espacial, regidos pelo tipo de sua órbita. O estudo de tal movimento é necessário afim de que possamos fazer uma previsão destes e implementar o uso de um apontamento controlado de antenas.

3.4.2 Elementos Keplerianos

Os dados a que temos disponíveis acerca da movimentação de satélites são conhecidos como Dados Keplerianos, Elementos de Kepler ou, no meio radioamador, vulgarmente denominados por *keps*. Estes dados são obtidos e aferidos pela NORAD (*North American Aerospace Defense Command*) e disponibilizados em diversos segmentos como em revistas de âmbito radioamador, boletins da AMSAT (*Radio Amateur Satellite Corporation*) e ARRL (*American Radio Relay League*) e amplamente divulgados pela *internet*.

Os Elementos Keplerianos podem apresentar-se de duas maneiras. A seguir, é mostrado o mesmo exemplo de informação para ambos os formatos.

- **Formato AMSAT**

Satellite: ISS
Catalog number: 25544
Epoch time: 02178.80901620
Element set: 605
Inclination: 51.6391 deg
RA of node: 359.6401 deg
Eccentricity: 0.0007361



Arg of perigee: 289.4842 deg
Mean anomaly: 267.0467 deg
Mean motion: 15.58280662 rev/day
Decay rate: 2.5069e-04 rev/day²
Epoch rev: 20568
Checksum: 307

- **Formato NASA**

ISS

1 25544U 98067A 02178.80901620 .00025069 00000-0 32985-3 0 6050
2 25544 51.6391 359.6401 0007361 289.4842 267.0467 15.5828066225685

Tomamos como exemplo a interpretação das informações do formato NASA,
Tabela 1.

Tabela 1 - Designações de um Elemento Kepleriano.

CAMPO	COLUNA	DESCRIÇÃO
1.1	01	Número de linha do dado.
1.2	03-07	Número do Satélite.
1.32	08	Classificação.
1.4	10-11	Designação internacional.
1.5	12-14	Designação internacional.
1.6	15-17	Designação internacional.
1.7	19-20	Época, últimos dois dígitos do ano.
1.8	21-32	Época, dia do ano e respectiva porção decimal.
1.9	34-43	Primeira derivada do termo “nº de revoluções por dia/2”.
1.10	45-52	Segunda derivada do termo “nº de revoluções por dia/6”.
1.11	54-61	Coefficiente aerodinâmico, define quão susceptível o satélite é ao efeito de <i>drag</i> .
1.12	63	Tipo de efeméride.
1.13	65-68	Número do Dado Kepleriano aferido.
1.14	69	Soma aritmética de todos os dados, utilizado para verificação de erros.
2.1	01	Número de linha do dado.
2.2	03-07	Número do Satélite.
2.3	09-16	Inclinação (°), ângulo formado entre o plano orbital e o plano equatorial.
2.4	18-25	Ângulo formado entre o raio da Terra no momento do cruzamento com o nodo



		ascendente de uma órbita, na direção do ponto vernal.
2.5	27-33	Excentricidade da elipse; assume-se apenas a parcela decimal. Nos indica a forma da elipse orbital do satélite.
2.6	35-42	Ângulo formado entre a linha de nodos e a linha da elipse orbital.
2.7	44-51	Ângulo que se projeta uniformemente no tempo, durante a órbita.
2.8	53-63	Número de revoluções por dia.
2.9	64-68	Número da revolução, correspondente ao dia de medição.
2.10	69	Soma aritmética de todos os dados, utilizado para verificação de erros.

As informações apresentadas na Tabela 1 oferecem um suporte completo da localização da entidade espacial nº 25544 (ISS – Estação Espacial Internacional) aos 178,80901620 dias (27 de Junho, às 19 h 24 min 58,99968 s) do ano de 2002.

No que se objetiva o presente trabalho, os Elementos Keplerianos são utilizados basicamente como dados de entrada para *softwares* de previsão de órbita que, nada mais fazem do que projetar ao longo do tempo, a posição do satélite de acordo com os parâmetros informados pelos elementos de Kepler.

3.4.3 Simulador de Órbita Orbitron

O Orbitron é um *software* de simulação de órbita que é bastante utilizado para propósitos de observação espacial e comunicação radioamadora. Mostra a posição de um dado satélite em qualquer momento desejado, em tempo real ou simulado. Possui uma interface atrativa com o usuário, ampla gama de satélites disponíveis e licença de uso gratuita.

O *software* atualiza os dados Keplerianos automaticamente a partir do domínio <http://www.celestrak.com>. Esta atualização é necessária levando-se em conta as variações que os parâmetros de posição do satélite são submetidos no ambiente espacial, principalmente o *drag*. A partir destes dados, o programa estabelece a posição exata dos satélites da biblioteca em qualquer momento que se desejar, assim como ilustra a movimentação dos satélites em tempo real, conforme Figura 7.

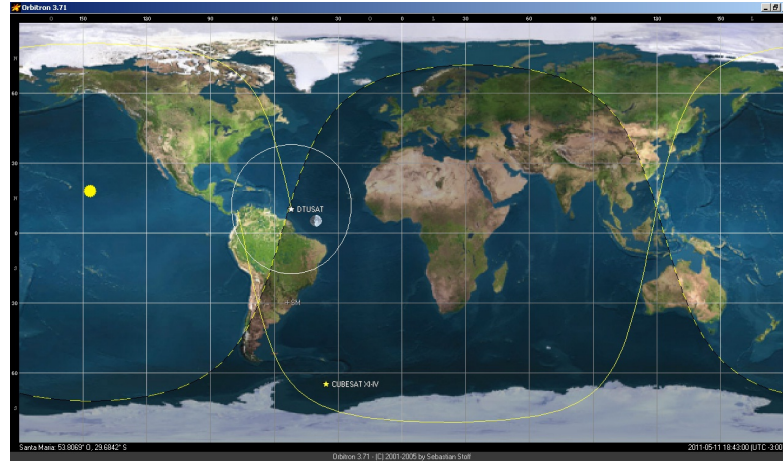


Figura 7 - Ambiente de navegação *software* Orbitron.

Explorando as funcionalidades do *software*, é possível configurar uma previsão de órbita levando em consideração os parâmetros apresentados na Figura 8, que mostra o painel o qual o usuário estabelece suas preferências. É previsto que, anteriormente, o usuário tenha escolhido onde está localizada sua estação terrena, ou seja, o local por onde a potência do sinal do satélite deve ser captada.

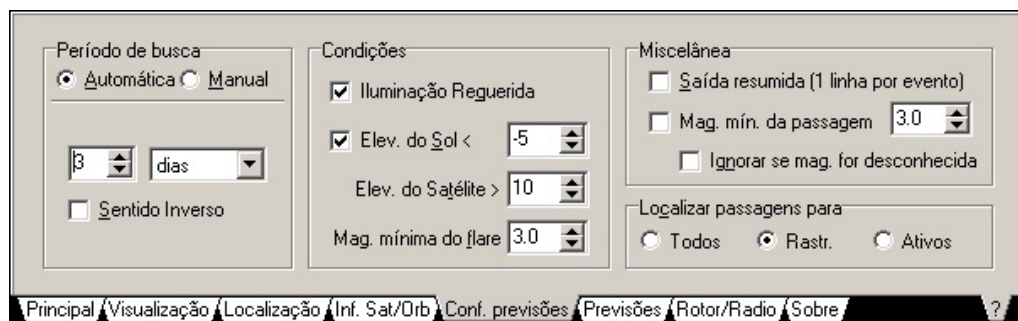


Figura 8 - Configurações de previsão de órbita.

Após estas opções serem ajustadas a critério do usuário, o programa gera uma lista de passagens, semelhante à Tabela 2, na qual são descritas informações acerca de duas passagens escolhidas aleatoriamente.



Tabela 2 - Informações de previsão de órbita.

Hora Local	Satélite	Azim(°)	Elev(°)	Mag	Alcance(m)	Azim S(°)	Elev S
2011-05-16 18:21:34	NOAA12	157.9	10.1	7.7	2406	288.0	-7.3
2011-05-16 18:26:48	NOAA12	79.1	57.4	5.8	945	287.4	-8.4
2011-05-16 18:32:00	NOAA12	0.1	10	7.9	2390	286.8	-9.5
2011-05-17 05:35:48	NOAA12	32.7	10.1	7.9	2388	79.2	-21,2
2011-05-17 05:40:53	NOAA12	106.6	49.6	5.9	1029	78.7	-20.1
2011-05-17 05:46:00	NOAA12	180.3	10.1	7.7	2407	78.1	-19.0

Cada agrupamento de três linhas representa uma passagem por sobre a estação terrena (ET). A primeira linha representa a posição inicial ou de entrada no “campo visual” da ET, a segunda linha informa a posição no momento em que há maior proximidade entre o satélite e a ET e, por fim, a terceira descreve a posição final ou de saída do “campo visual” da ET. São disponibilizadas pelo Orbitron, imagens aproximadas da trajetória a ser desenvolvida pelo satélite, tanto no modo *mapa mundi*, quanto no modo *radar*, para o primeiro agrupamento de dados mostrado na tabela. Estes tipos de visualização são apresentados na Figura 9.

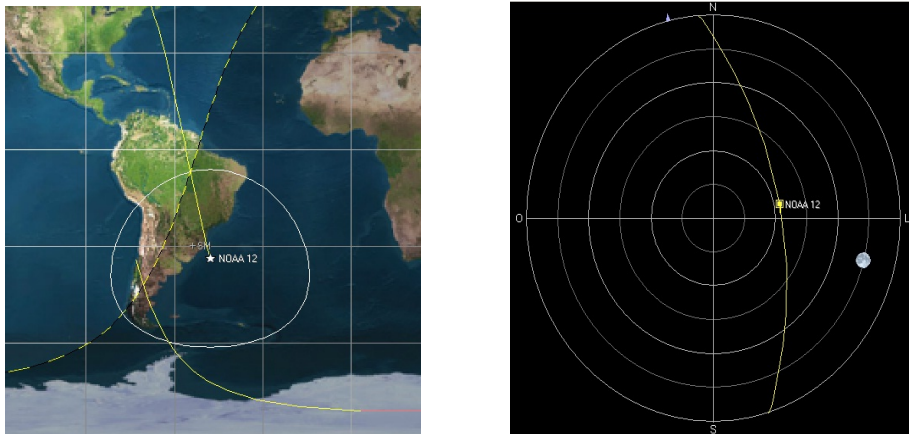


Figura 9 – Modos de visualização e navegação do Orbitron.

Nota-se que no modo *radar* (à direita), o observador está no espaço e a ET no centro do gráfico.

A fim de analisar a trajetória espacial do satélite, é necessário obter uma visão em três dimensões da mesma, com o intuito de ordenar os movimentos dos rotores das antenas.

A partir de agrupamentos de informações, como os disponíveis na Tabela 2, é possível traçarmos em um *software CAD (Computer Aided Design)* a trajetória do satélite em três dimensões, conforme Figura 10.

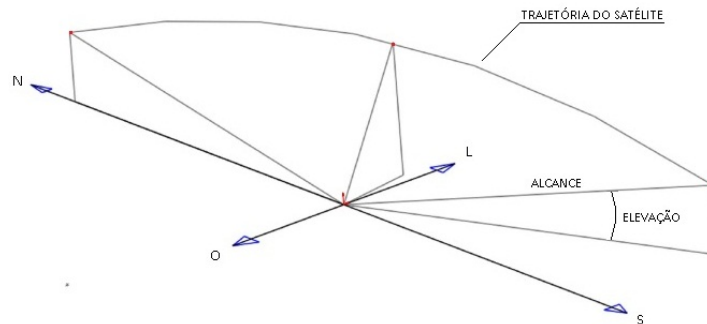


Figura 10 – Trajetória espacial em três dimensões.

Esta trajetória em três dimensões será posteriormente analisada. Por enquanto, atenhamo-nos nas informações que o Orbitron nos disponibiliza. Os dados fornecidos por este *software*, acerca de previsões de órbita, por sua vez, servirão de dados de entrada para um programa que irá desenhar em três dimensões, as passagens dos satélites requeridos, automaticamente.

3.4.4 Linguagem Lisp

De acordo com Soler (2004), a linguagem nasceu como uma ferramenta matemática, independente de qualquer computador e, só posteriormente, se procedeu à sua adaptação a uma máquina. Uma vez que em Lisp não existia qualquer dependência do



processador que iria executar a linguagem, a linguagem também não podia tirar partido das suas potencialidades, sendo as primeiras versões muito ineficientes. Esta ineficiência resultava de os programas Lisp serem interpretados um tanto quanto mais lentos do que o que uma compilação permite ao reescrever um programa na linguagem do processador. No entanto, com o aparecimento de interpretadores eficazes e de um suporte cada vez maior da parte dos processadores, Lisp possui, atualmente, uma eficiência comparável à das restantes linguagens.

Devido a sua origem acadêmica, o desenvolvimento da linguagem se deu de maneira desregulada. Cada grupo que se interessava pelas ideias contidas na proposta da linguagem, adaptava a mesma ao seu próprio propósito, implementando novos ambientes, comandos e ferramentas. Isso ia de encontro a um dos conceitos básicos da programação, o da portabilidade. Alguns dos “dialetos” mais trabalhados na época foram: FranzLisp, ZetaLisp, LeLisp, MacLisp, InterLisp, Scheme, T, Nil, XLisp, AutoLisp, etc. Para sanar o problema da comunicação entre estes vários dialetos, foi criado um *standard*, o COMMON LISP, o qual, de certa forma, é o herdeiro de todas as derivações, Soler (2004).

A principal característica de Lisp como modelo de linguagem de programação está na sua funcionalidade. Ela descreve como executar um algoritmo de acordo com determinados procedimentos.

3.4.5 O Editor Visual LISP

O AutoLISP é um dos dialetos da família Lisp, o qual tem como plataforma o AutoCAD. Com ele é possível automatizar a execução de desenhos de projetos, introduzindo funções que calculam e manipulam os comandos do AutoCAD, ainda podendo criar novos comandos personalizados.

Segundo AutoCAD Help (2002), Visual LISP (VLISP) é uma ferramenta de *software* projetada para acelerar o desenvolvimento do programa AutoLISP. O VLISP Ambiente de Desenvolvimento Integrado (*Integrated Development Environment*) fornece



recursos para agilizar nas tarefas de criação e modificação do código fonte, programação de testes e depuração, assim como executar a maioria das operações necessárias dentro de um ambiente único e fornecer um veículo para a entrega de aplicações autônomas em AutoLISP.

Outras características do editor Visual LISP são definidas por AutoCAD Help (2002) como:

- Os textos são coloridos, apresentando uma identificação que facilita seu reconhecimento de acordo com suas funções no código;
- Além de uma janela de console, possui ferramentas de formatação do texto, depuração de erros de sintaxe, aumentando o rendimento e diminuindo o tempo de programação;
- Seu compilador faz a proteção binária dos códigos AutoLISP, aumentando a velocidade de processamento. Podem-se compilar várias rotinas simultaneamente e ainda acrescentar caixas de diálogo e arquivos-texto, juntando tudo em um programa executável.

O ambiente do aplicativo é apresentado na Figura 11.

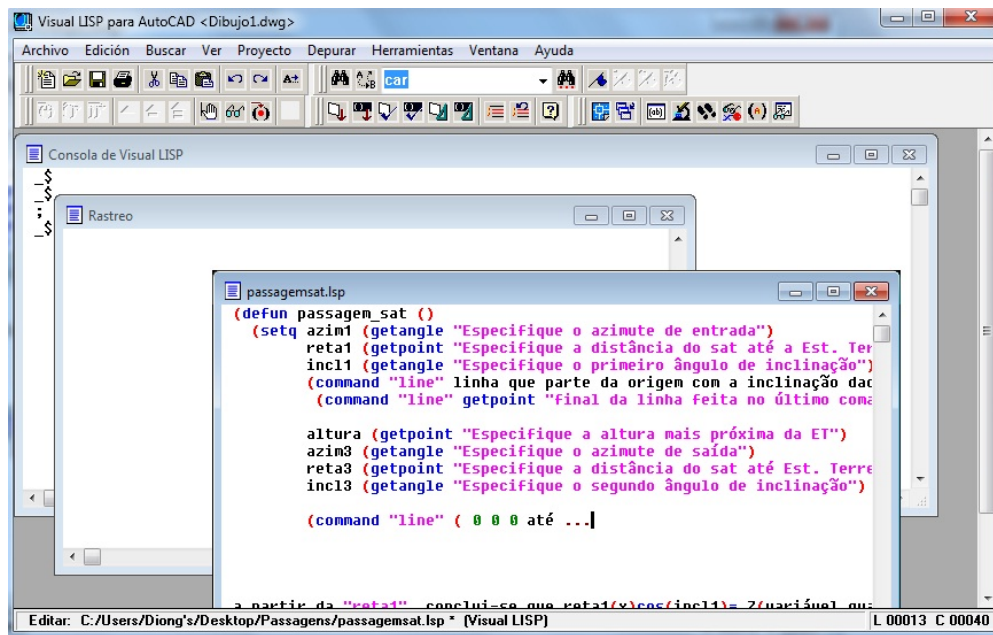


Figura 11 - Ambiente de trabalho Visual Lisp.

Como previamente comentado, os dados de previsão de órbita obtidos pelo Orbitron serão utilizados como dados de entrada para um programa em AutoLisp, de modo que se obtenha automaticamente o desenho em três dimensões da órbita a que objetivos o rastreo.

3.4.6 Software CNC

A trajetória do satélite desenhada em ambiente 3D a partir de programação automática, por sua vez, serve de dado de entrada para um software gerenciador de movimentação CNC (*Computer Numeric Control*). Este tipo de *software* possui a funcionalidade de fazer a importação de um desenho em CAD, e a partir dele, de acordo com alguns ajustes e parâmetros, gerar um programa em *g-code*.

Programas em *g-code*, muito utilizados em máquinas de usinagem, são uma listagem de tarefas, como por exemplo, a ordem de avanço de uma ferramenta em



determinado eixo a uma determinada rotação. São programas que, de maneira sequencial, descrevem o que deve ser feito efetivamente.

Após a geração desta listagem, o *software* CNC distribui estas tarefas a geradores de movimento, como motores de passo. Toda configuração acerca do tipo de motor a ser utilizado, geração e gerenciamento de sinal de controle para os motores é executada pelo *software*. A interface física é feita de forma direta, a partir de conexões seriais entre o computador e os geradores de movimento.

A Figura 12 ilustra o ambiente de trabalho de um *software* CNC, em que são identificados o *g-code* gerado e o desenho CAD importado.

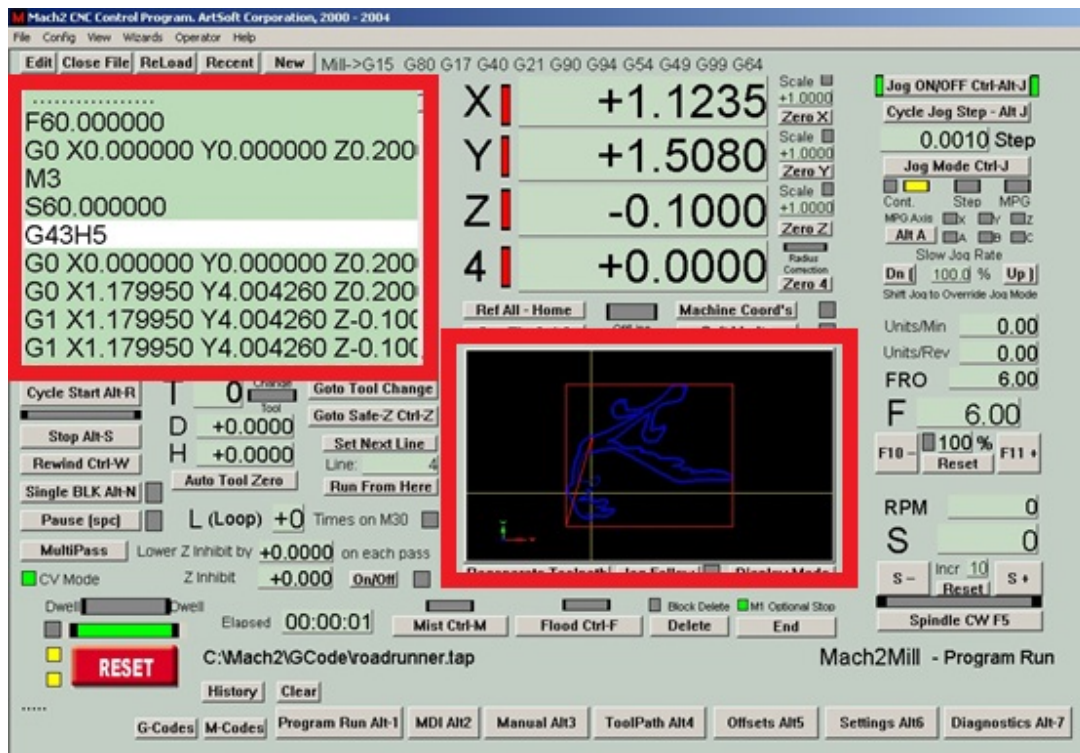


Figura 12 - *Software* CNC, MACH2 da Artsoft.



CAPÍTULO 4

4.1 PROPOSTA DE MODELO ESTRUTURAL PARA UMA ESTAÇÃO TERRENA

A concepção de uma Estação Terrena de Controle e Rastreamento de Satélites, do ponto de vista mecânico a que este projeto aborda, compreende o conjunto de equipamentos necessários para prover sustentação e altura às antenas, um servomecanismo que possibilite uma movimentação controlada das antenas e estas propriamente ditas.

Este trabalho descreve o projeto de uma instalação modesta, com os elementos estritamente necessários ao suprimento das delimitações apresentadas.

4.2 ANTENAS DE UM SISTEMA COLETOR

Conforme esclarecimento prévio, comentado no subitem 3.3, as antenas direcionais possuem papel fundamental num processo de *downlink/uplink* em função de possuírem um ganho maior do que quando comparadas às antenas omnidirecionais. Em função disso, optamos pela concepção de uma antena direcional do tipo Yagi Uda, por possuir uma geometria relativamente simples e de baixo custo.

A fim de que se estime uma configuração adequada, do ponto de vista eletromagnético, o qual não é objeto de estudo deste projeto, tomemos como exemplo as antenas Yagi Uda projetadas como alternativa à compra de uma Estação Terrena comercial do Projeto NANOSATC-BR, um projeto desenvolvido no âmbito da parceria INPE/MCT – UFSM através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT/UFSM. A Figura 13 ilustra a disposição dos elementos da antena enquanto a Tabela 3 expõe as dimensões destes elementos.

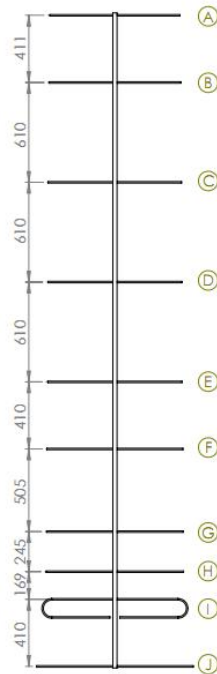


Tabela 3 - Dimensões dos elementos da antena.

ELEMENTO	DESCRIÇÃO	DIMENSÃO
A	Diretor 1	794 mm
B	Diretor 2	804 mm
C	Diretor 3	813 mm
D	Diretor 4	817 mm
E	Diretor 5	819 mm
F	Diretor 6	830 mm
G	Diretor 7	833 mm
H	Diretor 8	838 mm
I	Emissor	890 mm
J	Refletor	956 mm

Figura 13 - Antena projetada para a Estação Terrena alternativa do Projeto NANOSATC-BR.

A partir disso, temos o conhecimento das dimensões físicas estruturais das antenas, bem como as demais informações acerca de peso, disposição da geometria, material de fabricação, etc.

De acordo com Gawronski (1998), uma estrutura flexível é definida como um sistema linear de dimensões finitas, controlável, observável, cujos polos em malha aberta são complexos com parte real pequena e não agrupados. Esta definição estreita a gama de sistemas lineares em consideração e, baseado nesta definição, obtém-se muitas das propriedades das estruturas e de seus controladores.

A dificuldade envolvida é a de garantir um apontamento dinâmico de uma estrutura de grande porte e, portanto, de inércia e flexibilidade considerável, com precisão e resposta dinâmica rápida.



Com relação à precisão, o principal fator a ser analisado está relacionado à controlabilidade do sistema, associado a parâmetros clássicos de controle, como sobressinal, tempo de subida, tempo de acomodação e erro em estado permanente, Franklin, Powell e Naeini (2001). Neste fator estão embutidas todas as demais imprecisões do equipamento, sejam por fatores mecânicos (folgas e não linearidades), por atraso de processamento ou por ruídos elétricos.

Dentro do que corresponde às expectativas das antenas, é possível dimensionar as deflexões físicas existentes, com o intuito de verificar se tais deflexões inferem em consequências negativas para a obtenção de um apontamento preciso.

Duas solicitações são constatadas na estrutura mecânica das antenas: a solicitação da gravidade e a solicitação advinda da ação do vento.

4.2.1 Deflexão Devido a Aceleração da Gravidade

Construindo o referido modelo de antena em um *software* CAD e fazendo uma análise em um *software* CAE (*Computer Aided Engineering*) pelo método de elementos finitos, é possível obter os gradientes de deflexão da estrutura a partir da aceleração da gravidade estabelecida, conforme ilustram os diagramas das Figuras 14 e 15. Foram simuladas duas situações: inclinação de 0° e de 45°, entre o plano horizontal e o plano longitudinal da antena.

Cabe ressaltar que as massa dos elementos refletivos/diretivos da antena foram incorporados à gôndola central e suprimidos da geometria, para simplificação de cálculos.

O relatório das simulações é apresentado na Tabela 4.

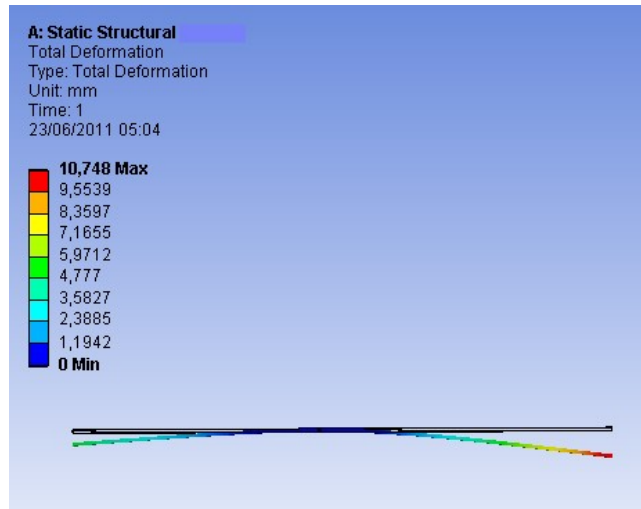


Figura 14 - Deflexão em função da aceleração da gravidade para uma inclinação de 0° - Situação I.

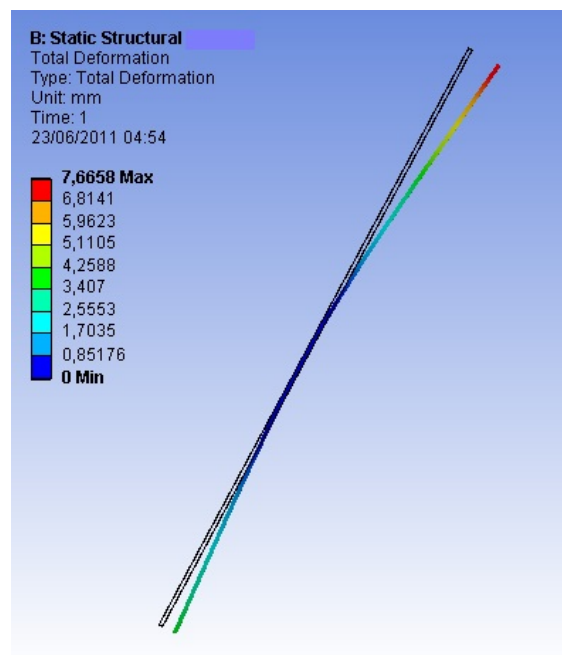


Figura 15 - Deflexão em função da aceleração da gravidade para uma inclinação de 45° - Situação II.



Tabela 4 - Relatório de simulação para ação da gravidade.

NOME DA PEÇA	MATERIAL	MASSA	VOLUME
Antena Direcional	Alumínio Liga 2018	3,02 kg	1078,93 cm ³

ALUMÍNIO LIGA 2018	
PROPRIEDADE	VALOR
Módulo de Elasticidade	$7,4 \times 10^{10} Pa$
Coefficiente de Poisson	0,33
Tensão Admissível	420,5 MPa
Tensão de Escoamento	317,1 MPa
Densidade	2800 kg/m ³

INFORMAÇÕES DA MALHA PELO MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS	
Tipo de Malha	Sólida
Número de Elementos	2048
Número de Nós	1021
Tamanho Mínimo de Elemento	22 mm

POSIÇÃO DOS CARREGAMENTOS E PONTOS FIXOS	
Pontos fixos	Faces - polo de giro da gôndola da antena
Carregamentos	Aceleração da gravidade em 0° e 45° de inclinação

CRITÉRIO DE TENSÃO DE VON MISES			
SITUAÇÃO	MÁXIMA TENSÃO	MÁXIMA DEFORMAÇÃO	LOCALIZAÇÃO
(I) 0°	$7,18 \times 10^6 Pa$	10,748 mm	Polo de giro/extremidades
(II) 45°	$5,71 \times 10^6 Pa$	7,665 mm	Polo de giro/extremidades



É importante frisar o fato de que a imprecisão de apontamento originada pela deflexão das antenas não deve ser superior à resolução do posicionamento dinâmico da estrutura. Portanto, serão necessárias algumas correções no posicionamento de elevação das antenas, com o intuito de compensar esta deflexão.

4.2.2 Deflexão Devido à Ação do Vento

Utilizando-se novamente do modelo construído em CAD, simulou-se o comportamento da antena mediante pressão exercida pelo vento. As condições de contorno preveem o vento com uma velocidade de 29m/s. Esta foi a maior velocidade de rajada consultada num histórico de três meses de uma estação meteorológica autônoma do INMET (Instituto Nacional de Meteorologia), localizada no campus da Universidade Federal de Santa Maria. O cálculo para determinação da pressão causada pelo vento será explicado mais a fundo no item 4.4.3.2.

Estipulou-se a situação em que a antena está posicionada perpendicularmente ao solo, em virtude de que esta posição representa a maior deflexão possível, pois a incidência da pressão do vento possui um vetor normal às faces laterais da antena. A Figura 16 ilustra o diagrama de cores para esta situação. A Tabela 5 apresenta o relatório desta simulação.

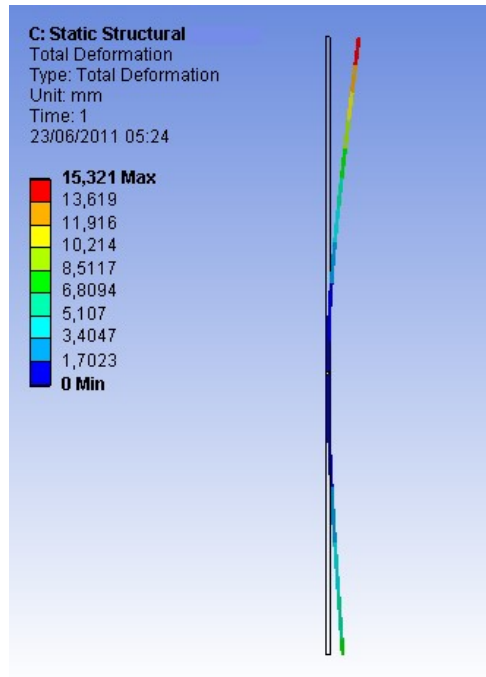


Figura 16 - Diagrama de deflexão devido ação do vento.

Tabela 5 – Relatório de Simulação de ação do vento para antena.

NOME DA PEÇA	MATERIAL	MASSA	VOLUME
Antena Direcional	Alumínio Liga 2018	3,02 kg	1078,93 cm ³

INFORMAÇÕES DA MALHA PELO MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS	
Tipo de Malha	Sólida
Número de Elementos	2048
Número de Nós	1021
Tamanho Mínimo de Elemento	22 mm



ALUMÍNIO LIGA 2018	
PROPRIEDADE	VALOR
Módulo de Elasticidade	$7,4 \times 10^{10} Pa$
Coefficiente de Poisson	0,33
Tensão Admissível	420,5 MPa
Tensão de Escoamento	317,1 MPa
Densidade	2800 kg/m ³

POSIÇÃO DOS CARREGAMENTOS E PONTOS FIXOS	
Pontos fixos	Faces - polo de giro da gôndola da antena
Carregamentos	Aceleração da gravidade em 0° e 45°

CRITÉRIO DE TENSÃO DE VON MISSES		
MÁXIMA TENSÃO	MÁXIMA DEFORMAÇÃO	LOCALIZAÇÃO
$29,299 \times 10^6 Pa$	15,321 mm	Polo de giro/extremidades

Como já constatado no subitem anterior, a deflexão obtida deverá ser compensada por uma movimentação adicional dos motores afim de que o erro de apontamento por esta causa seja mínimo. É oportuno comentar que a tensão encontrada nas simulações é bastante inferior à tensão de escoamento do material de construção das antenas, não oferecendo qualquer risco quanto à integridade do sistema coletor.

4.3 MECANISMOS DE MOVIMENTAÇÃO

A literatura sobre a questão de movimentação de antenas apresenta basicamente três formas de se resolver o problema. Duas destas envolvem movimentação física: a tradicional movimentação por servomecanismos e a outra, mais recente, utiliza suportes orientados por um controlador central. A última alternativa constitui uma solução totalmente eletrônica de apontamento do feixe, as chamadas antenas *phased array*.

4.3.1 Servomecanismos

Servomecanismo é um dispositivo automático utilizado para controlar grandes quantidades de força mediante uma quantidade de força muito pequena e corrigir a atividade de um mecanismo de acordo com um padrão desejado, Reintjes, Coate (1952).

A utilização de servomecanismos é a solução mais tradicional, e, na maior parte dos casos, de menor custo para controle de posicionamento de antenas. Nesta solução, o conjunto de antenas move-se fisicamente e, junto com ele, o feixe de iluminação, Armellini (2006).

A montagem mecânica do servomecanismo deve ser tal que os graus de liberdade do mecanismo posicionador resultante permitam o posicionamento da antena em qualquer direção dentro do volume de trabalho específico para a sua aplicação específica.

Existem diversos tipos de posicionadores que fornecem rotações nos eixos de azimute e elevação. Os três tipos mais comuns de montagem, indicadas na Figura 17 são os seguintes:

- Azimute sobre Elevação (AZ/EL);
- Elevação sobre Azimute (EL/AZ);
- Azimute sobre Elevação sobre Azimute (AZ/EL/AZ).

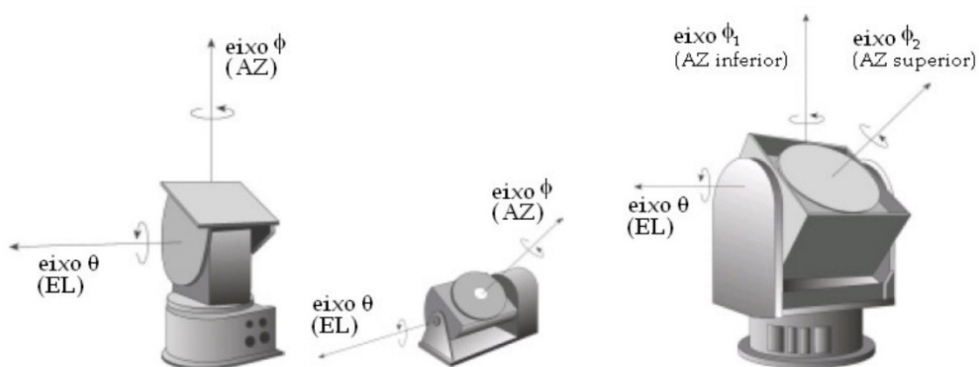


Figura 17 - Tipos de posicionadores.
Fonte: <http://www.orbitfr.com>.

A configuração azimute sobre elevação é construída de tal forma que o eixo de azimute gira solidário à saída do eixo de elevação. Esta configuração possui limitações tanto em azimute quanto elevação, mas dependendo da abertura dos eixos, pode permitir o mesmo volume de cobertura de um posicionador EL/AZ, porém, não permite varreduras contínuas, Armellini (2006). A vantagem deste tipo de configuração é na varredura de alvos que passem sobre o zênite do radar ($\theta_{\text{elevação}} = 90^\circ$), que é um ponto “cego” na construção EL/AZ. A Figura 18 ilustra este tipo de posicionador.

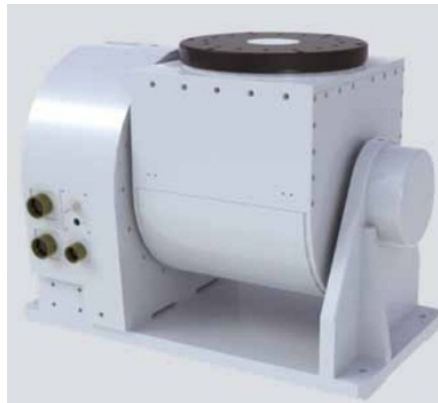


Figura 18 - Mecanismo do tipo Azimute sobre Elevação.
Fonte: <http://www.orbitfr.com>

No mecanismo do tipo elevação sobre azimute (EL/AZ), o mecanismo de elevação gira solidário ao eixo de saída do mecanismo de azimute, e suporta a antena e o seu alimentador em seu eixo de saída, Orbit/FR (2011). É pela composição da movimentação dos eixos de saída de ambos os servomecanismos que se dá o movimento resultante da antena. Este tipo de configuração se caracteriza por permitir movimentação de azimute em 360° sem restrições. Por este motivo, esta é a configuração adotada neste projeto.

É recomendado para aplicações de radares que requerem varreduras contínuas de volumes, como é o caso de radares meteorológicos, Armellini (2006). Montagens mecânicas distintas para configuração são demonstradas na Figura 19.

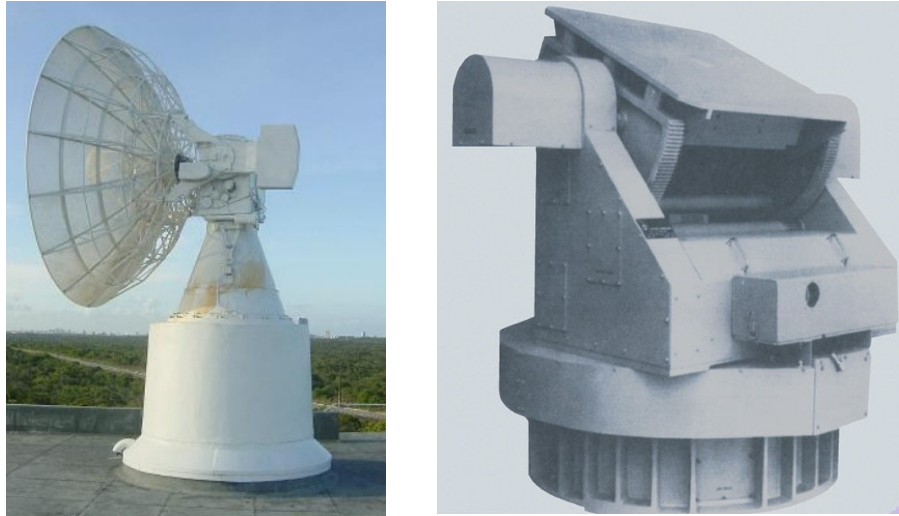


Figura 19 - Posicionadores do tipo Elevação sobre Azimute.
Fonte: <http://www.orbitfr.com>

Por último, a configuração AZ/EL/AZ é similar à montagem EL/AZ, mas com um grau de liberdade a mais, que permite o giro do refletor em torno de seu próprio eixo. Este recurso é utilizado em pedestais de calibração e medição de antenas de radar, para permitir o alinhamento da antena do radar com a antena de testes, Orbit/FR (2011). A Figura 20 ilustra um posicionador com esta configuração.



Figura 20 - Mecanismo do tipo azimute sobre elevação sobre azimute.
Fonte: <http://www.orbitfr.com>

4.3.2 Antenas *Hexapod*

A arquitetura *hexapod*, ou plataforma de Stewart, é um mecanismo com grande aplicação em robótica, e em plataformas de simulação de voo, e que tem encontrado recentemente aplicações também no campo de pedestais para antena de radares, Armellini (2006).

O mecanismo *hexapod* consiste em seis pistões localizados sobre uma base fixa e dispostos conforme mostrado na Figura 21, que sustentam uma base móvel sobre a qual é colocada a antena, que tem sua inclinação e direção determinadas pela abertura de cada um dos pistões. Os seis atuadores tem seu comprimento regulável, de forma a conferir para a base móvel todos os seis graus de liberdade para movimentação, van Rensburg (2003).



Figura 21 - Mecanismo *hexapod*.
Fonte: <http://www.parallemic.org/>

Os atuadores são comandados por um controlador central que traduz o apontamento desejado ao feixe em comandos individuais para cada um dos seis atuadores, Armellini (2006). Com esta configuração, é possível apontar a antena para qualquer posição dentro do volume de trabalho usual de radares, isto é, uma semiesfera que tem a própria antena como centro. A Figura 22 ilustra uma antena com posicionador *hexapod*.



Figura 22 - Antena com posicionador *hexapod*.
Fonte: <http://www.zds-fr.com>

Apesar das vantagens de conferir menor peso ao conjunto, esta não é uma solução aplicável devido ao fato de possuir um controle mais complexo em relação à solução por servomecanismos, além de possuir um alto custo de desenvolvimento.

4.3.3 Antenas *Phased Array*

Uma alternativa relativamente moderna que vem sendo cada vez mais aplicada em radares de alta potência que exigem grande precisão, especialmente no setor militar, é o emprego das chamadas *phased array*. Segundo Johnson (1993), estas antenas são compostas de um grupo de elementos constituídos por um irradiante mais uma antena omnidirecional, chamados simplesmente de “elementos”. Estes elementos são distribuídos e orientados numa configuração espacial linear ou bidimensional.

Antenas radares *phased array* possuem a vantagem de apresentar altíssima precisão e qualidade ao feixe, com lóbulos secundários extremamente reduzidos, além de uma ótima resposta dinâmica no controle de posição do feixe, uma vez que este sistema, por ser totalmente eletrônico, não possui nenhum tipo de inércia. Além disso, outro ganho

funcional é a possibilidade de poder rastrear diversos alvos simultaneamente. A Figura 23 ilustra um modelo deste tipo de antena.



Figura 23 - Radar militar americano.
Fonte: <http://www.missiledefenseadvocacy.org/>

Porém, o desenvolvimento deste tipo de radar se torna muito complexo e custoso devido ao fato de existir um alto número de elementos radiantes e antenas em um único radar, além de ser empregada a mais alta tecnologia em radiofrequência disponível. São estes fatores em especial, principalmente o custo desta concepção para aplicação civil, que motivam e justificam o investimento em novas pesquisas na linha tradicional de controle de posição por servomecanismo, Armellini (2006).

4.3.4 Geradores Eletromecânicos de Movimento

Outro fator pertinente à movimentação do sistema coletor da estação terrena, diz respeito ao tipo de movimentador a ser utilizado. Para a aplicação restrita do mecanismo de movimentação escolhido nos subitens acima, temos algumas alternativas a serem analisadas.

4.3.4.1 Servomotores

Servomotores são dispositivos eletromecânicos que possuem basicamente uma parte fixa (estator) e outra móvel (rotor), como muitas outras máquinas síncronas. O estator possui bastante semelhança ao de um motor elétrico convencional, porém com restrições quanto à alimentação. O rotor é composto por ímãs permanentes, os quais são posicionados alinhadamente sobre o rotor e com o controlador, ou gerador de sinais, chamado de resolver. É possível verificar a estrutura de um servomotor na Figura 24.

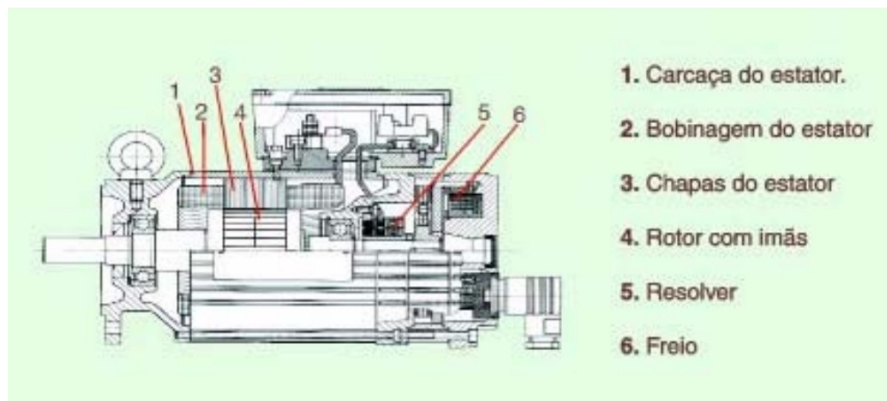


Figura 24 - Componentes de um servomotor.
Fonte: Ottoboni (2002)

Utilizando a tecnologia de ímãs permanentes, os servomotores podem proporcionar precisão e controle de velocidade e posição, sem contar na grande vantagem de ser possível controlar o torque no eixo, de forma constante e em larga faixa de rotação. Porém, para ser possível esse controle de velocidade, posição e torque, é necessário o emprego do servoconversor, os quais são desenvolvidos especificamente para otimização dos servomotores. Estes têm a função de controlar o fluxo eletromagnético e fornecê-lo para o servomotor, pois os fluxos oriundos da rede não apresentam uma conformidade adequada para o acionamento dos servos. Outro ponto importante a ser observado é que cada servomotor possui o seu próprio servoconversor.



Este fato serve de desvantagem quanto ao uso destes equipamentos, por apresentar uma eletrônica de acionamento bastante complexa e relativo alto custo, bem como o equipamento como um todo.

4.3.4.2 Motores de Passo

Os Motores de Passo são dispositivos eletromecânicos que convertem pulsos elétricos em movimentos mecânicos que geram variações angulares no eixo. Este eixo é rotacionado em pequenos incrementos angulares, denominados “passos”, quando pulsos elétricos são aplicados em uma determinada sequência nos terminais deste. A rotação de tais motores é diretamente relacionada aos impulsos elétricos que são recebidos, bem como a sequência a qual tais pulsos são aplicados remete diretamente na direção a qual o motor gira. A velocidade que o rotor gira é determinada pela frequência de pulsos recebidos e o tamanho do ângulo rotacionado é diretamente relacionado com o número de pulsos aplicados.

Segundo Patsko (2006), no seu interior há estatores formados por bobinas que geram, quando percorridos por uma corrente elétrica, o campo magnético necessário para o movimento do rotor, que é construído com ímãs permanentes confeccionados de acordo com o número de passos. Essa rotação é controlada por meio de um circuito externo que promove a oscilação do sinal que percorrerá os pares de estatores e, por isso, não pode ser conectado diretamente à alimentação, pois desse modo não haveria a pulsação necessária para que o motor possa girar. A Figura 25 demonstra o mecanismo de funcionamento de um motor de passo.

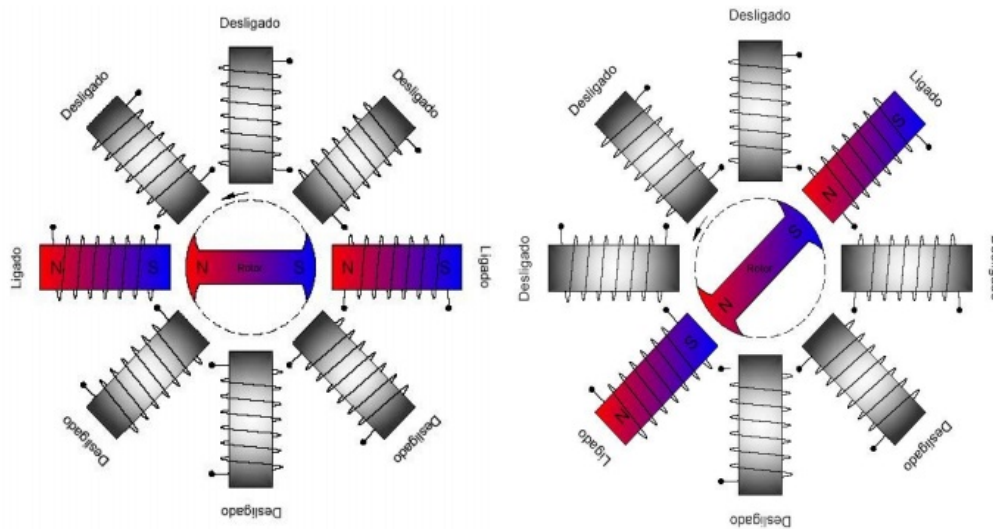


Figura 25 - Mecanismo de funcionamento de um motor de passo.
Fonte: Patsko (2006).

O movimento se dá quando um ciclo no campo magnético dos estatores acontece, ou seja, a cada vez que um par de estatores é magnetizado, ocorre um passo do eixo do motor, Patsko (2006).

A forma com que o motor irá operar dependerá do que se deseja controlar. Há casos em que o torque é mais importante, outros a precisão ou a velocidade. Ao trabalhar com estes motores, precisamos saber algumas características de funcionamento, como a tensão de alimentação, a máxima corrente elétrica suportada nas bobinas, o grau de precisão a ser implementado, entre outras.

O ponto forte de um motor de passo não é a sua força (torque), tampouco sua capacidade de desenvolver altas velocidades, ao contrário da maioria dos outros motores elétricos, mas sim, a possibilidade de controlar seus movimentos de forma precisa. Por conta disso este é amplamente utilizado em impressoras, scanners, robôs, câmeras de vídeo, brinquedos, automação industrial, entre outros dispositivos eletrônicos que requerem precisão.

Na Tabela 6 é apresentado um comparativo entre motores de passo e servomotores.



Tabela 6 - Comparativo entre geradores de movimento.

	MOTOR DE PASSO	SERVOMOTOR
VELOCIDADE	BAIXA	MÉDIA
TORQUE	ALTO/MÉDIO	BAIXO/ALTO
FACILIDADE DE CONTROLE	MÉDIO	COMPLEXO
PRECISÃO	ALTA	MUITO ALTA
DURABILIDADE	ÓTIMA	MÉDIA
REQUER MANUTENÇÃO	NÃO	SIM
CUSTO	BAIXO	ALTO

Com a análise das vantagens e desvantagens apresentadas, acreditamos ser de melhor aproveitamento para o projeto a utilização de motores de passo, principalmente pelo fato de possuírem um menor custo de aquisição e um controle de movimentação menos complexo.

4.3.5 Definição do Problema de Movimentação

Os servomecanismos necessários para a movimentação da antena devem atender a necessidade de torque máximo exigido pela estrutura móvel. A existência deste torque máximo se dá no rompimento do momento de inércia do sistema, quando a antena sai do seu repouso e inicia um movimento circular acelerado até atingir sua velocidade de trabalho. Adotamos este torque máximo como ponto de partida para o projeto do servomecanismo.

O sistema possuirá dois graus de liberdade: um agirá na inclinação das antenas (movimento de elevação), e o outro, implicará na variação do ângulo horário (movimento de azimute) para cada instante de observação, fazendo girar todo o conjunto posicionador. Conforme abordado nos subitens anteriores, o mecanismo escolhido é a configuração de elevação sobre azimute. Para cada movimento haverá um motor de passo atuante. A Figura 26 ilustra o conjunto desenhado em CAD.

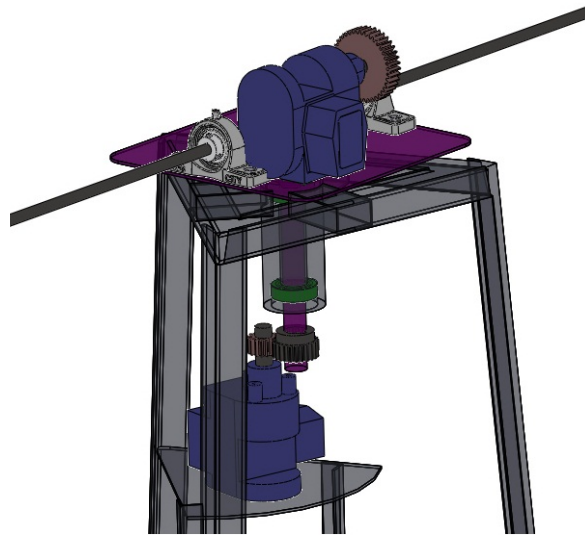


Figura 26 - Modelagem do servomecanismo.

As forças oriundas da ação do vento podem ser desconsideradas para o cálculo do torque, pelo fato de que o polo de giro da antena é no seu centro de gravidade, que é praticamente o mesmo centro geométrico da antena. Portanto as forças que atuam ao contrário do movimento na parte superior, atuam a favor do movimento na parte inferior.

A) Declinação do Sistema Coletor

Para o dimensionamento dos componentes de transmissão, devemos observar prioritariamente o ângulo que a antena deve cobrir em determinado intervalo de tempo (tempo em que o feixe de irradiação do satélite está visível à estação terrestre).

Para tanto, estimando o tempo de passagem, novamente com o auxílio de um *software* de previsão de órbita, constatamos que, naturalmente, este tempo aumenta na medida em que a trajetória descrita pelo satélite passa o mais próximo possível da estação terrena, ou seja, ângulo de inclinação muito próximo de 90° . Assim sendo, conclui-se que neste tipo de situação, Figura 27, a velocidade angular de declinação das antenas é máxima.

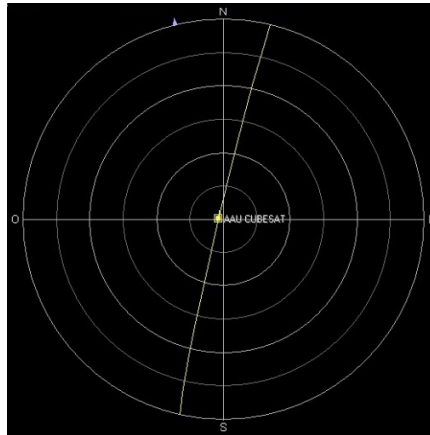


Figura 27 - Passagem com declinação máxima das antenas.

A partir disso, fazendo-se uma procura por passagens que respeitem a premissa de máxima exposição à estação terrena, nota-se que, para satélites de órbitas de aproximadamente 800 km de altitude, o tempo de exposição é de no mínimo 9 min.

Levando-se em conta que estas condições de contorno representam as máximas solicitações de torque para a declinação das antenas, é possível calcular a velocidade a que as antenas estarão submetidas de acordo com os cálculos a seguir.

$$\Delta t = 9 \text{ min}$$

$$\hat{\text{Ângulo a ser coberto}} (\theta) = 180^\circ$$

$$180 \div 9 = 20^\circ / \text{min}$$

$$360^\circ \iff 1 \text{ rpm}$$

$$20^\circ \iff f$$

$$f = 0,0556 \text{ rpm}$$

Lembrando que esta velocidade é para o caso de que a passagem seja de exatamente 9 minutos e que o satélite tenha uma trajetória exata sobre a estação terrena que implique



numa declinação de 180° das antenas. Portanto, consideramos $0,0556 \text{ rpm}$ a máxima rotação do sistema.

Acreditamos ser conveniente que essa velocidade de trabalho seja alcançada em até $0,1\text{s}$.

Levando-se em conta as limitações descritas, segue a conclusão para o cálculo do torque:

$$f = 9,2667 \times 10^{-3} \text{ Hz}$$

$$\omega = 2\pi f$$

$$\omega = 0,058 \text{ rad}$$

$$\Delta t = 0,1\text{s}$$

$$\omega = \omega_0 + \alpha t$$

$$\alpha = 0,10471932 \text{ rad/s}^2$$

$$T = I\alpha$$

$$T = (I_{\text{antenas}} + I_{\text{eixo}})\alpha$$

Para o movimento de declinação, deve ser considerado o momento de inércia do eixo motor somado ao momento de inércia das duas antenas. Considerou-se que para o cálculo do momento de inércia das antenas, a gôndola da antena seria maciça, e incorporaria a massa dos elementos.

$$I_{\text{antena}} = ML^2/12$$

$$I_{\text{antena}} = 4,667 \text{ kg.m}^2$$



Para duas antenas:

$$I_{antenas} = 9,334 \text{ kg.m}^2$$

$$I_{eixo} = MR^2/2$$

$$I_{eixo} = 5,0403 \times 10^{-5} \text{ kg.m}^2$$

$$T = (9,334 + 5,0403 \times 10^{-5}) 0,10471932$$

$$T = 0,9775 \text{ N.m}$$

B) Para Variação do Azimute

Neste caso, a situação crítica é o contrário da demonstrada no movimento descrito anteriormente. A maior sollicitação de torque será no momento em que o satélite delinear trajetórias o mais distante possível da estação terrena, ou seja, quando seu movimento de declinação será mínimo e o movimento de variação de ângulo horário máximo, como mostrado na Figura 28.

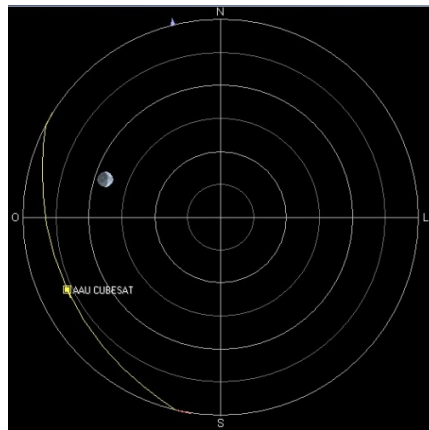


Figura 28 - Passagem com declinação mínima e variação de azimute máxima.

Hora - LOC	Satélite	Azm	Elv	Mag	Alcance	Azm.S	Elv.S
2011-07-06 20:39:12	AAU CUBESAT	219.1	10.0	11.6	2461	277.6	-36.1
2011-07-06 20:41:33	AAU CUBESAT	244.9	12.9	11.4	2249	277.4	-36.6
2011-07-06 20:43:54	AAU CUBESAT	270.9	10.0	11.7	2448	277.1	-37.1
2011-07-07 06:12:36	AAU CUBESAT	28.3	10.0	11.9	2419	73.1	-16.6
2011-07-07 06:13:51	AAU CUBESAT	100.1	17.4	11.7	2305	73.5	-15.5

Figura 29 - Informações sobre variação de azimute e tempo de passagem.

Estimando o tempo de passagem pelo *software* previsor de órbitas e analisando a variação de azimute, também disponibilizada (Figura 29), a ser aplicada pelo servomecanismo, para passagens que correspondem ao ideal já especificado, temos que a velocidade angular ω é calculada da seguinte forma:

$$\Delta t = 4,6 \text{ min}$$

$$\Delta\theta = 270,9^\circ - 219,1^\circ$$

$$\Delta\theta = 51,8^\circ$$

$$360^\circ \longleftrightarrow 1 \text{ rpm}$$

$$51,8^\circ \longleftrightarrow f$$

$$f = 2,398148 \times 10^{-3} \text{ Hz}$$

$$\omega = 2\pi f$$

$$\omega = 0,015068 \text{ rad}$$



Da mesma forma, o tempo a que se espera chegar nessa velocidade de trabalho é de 0,1 s; portanto a aceleração angular é:

$$\Delta t = 0,1s$$

$$\omega = \omega_0 + \alpha t$$

$$\alpha = 0,15068 \text{ rad/s}^2$$

Deste modo, pela complexidade das formas e do elevado número de elementos, obtemos o momento de inércia com o auxílio do *software* SolidWorks.

$$I = 20,65 \text{ kg.m}^2$$

$$\alpha = 0,15068 \text{ rad/s}^2$$

$$T = I\alpha$$

$$T = 3,1115 \text{ N.m}$$

A partir da análise dos dois movimentos, verifica-se que o mais alto torque atuante é no caso da variação azimutal, portanto, os motores de passo empregados neste estudo devem possuir um torque superior a 3,1115 N.m.

4.3.6 Elementos de Transmissão

A geração de movimento proveniente dos motores de passo é transmitida ao sistema coletor da estação terrena através de componentes mecânicos de transmissão de potência/torque. Nesta relação de transmissões foi decidido o uso de engrenagens, por apresentar as seguintes características:



- Transmissão de um considerável esforço sem haver deslizamento, pois a relação de transmissão é constante, independente do carregamento;
- Pela segurança de funcionamento e pela vida;
- Pela resistência às sobrecargas e devido à pequena manutenção;
- Pelas suas dimensões reduzidas e devido ao alto rendimento.

Entretanto, tem-se em contra partida um custo maior, associado a um maior ruído durante o funcionamento pelo fato de que a transmissão é bastante rígida, sendo que, segundo Guarnieri (2005), normalmente usa-se um acoplamento para amortecimento de choques.

Dentre os diversos tipos de engrenagens existentes, foi analisado qual tipo seria mais adequado para os requisitos deste projeto através da Tabela 7.

Tabela 7 - Características dos diferentes tipos de transmissão construídos e projetados.

TIPO DE TRANSMISSÃO	RENDIMENTO
Correias Planas	$0,96 \leq \eta_c \leq 0,97$
Correias em V	$0,97 \leq \eta_c \leq 0,98$
Correntes Silenciosas	$0,97 \leq \eta_c \leq 0,99$
Correntes Renold	$0,95 \leq \eta_c \leq 0,97$
Rodas de Atrito	$0,95 \leq \eta_c \leq 0,98$
Engrenagens Fundidas	$0,92 \leq \eta_c \leq 0,93$
Engrenagens Usinadas	$0,96 \leq \eta_c \leq 0,98$
Rosca sem Fim – 1 entrada	$0,45 \leq \eta_c \leq 0,60$
Rosca sem Fim – 2 entradas	$0,70 \leq \eta_c \leq 0,80$
Rosca sem Fim – 3 entradas	$0,85 \leq \eta_c \leq 0,97$
Mancal de Rolamento	$0,98 \leq \eta_c \leq 0,99$
Mancal de Deslizamento	$0,96 \leq \eta_c \leq 0,98$

Fonte: Melconian (2005).



Analisando fatores como relação de transmissão, baixa velocidade de rotação, baixa velocidade tangencial, um preço não muito elevado aliado a um bom rendimento foi decidida a utilização de engrenagens cilíndricas de dentes retos nas duas transmissões que o sistema possui.

Como ainda não há especificação das características dos motores de passo, e respectivos sistemas redutores, a serem utilizados no servomecanismo, não se permite que o projeto de um sistema de transmissão de movimento fique totalmente detalhado a ponto de calcularmos a relação necessária entre engrenagens. Assim sendo, o subitem a seguir aborda, de maneira geral, o cálculo dos esforços que engrenagens de dentes retos são submetidas quando um torque lhes é impresso.

4.3.7 Esforços em Engrenagens de Dentes Retos

Sendo A , conforme indicado na Figura 30, o ponto de contato dos círculos primitivos de dois perfis evolventes atuantes, podem-se indicar os esforços (F) dos quais um dente de uma engrenagem motora (1) e uma engrenagem movida (2) estão submetidos. A força F que atua em um dente reto de engrenagem é perpendicular a tangente do perfil evolvente no ponto de contato A .

De acordo com Castro (2005), por se tratar de um perfil evolvente, a direção da força F coincide com a linha de ação do par casado. O sentido da força F é convencionalizado pelo princípio da ação e reação, ou seja, a ação que a engrenagem motora (1) exerce sobre a engrenagem movida (2) e sua respectiva reação podem ser melhor ilustradas na Figura 30.

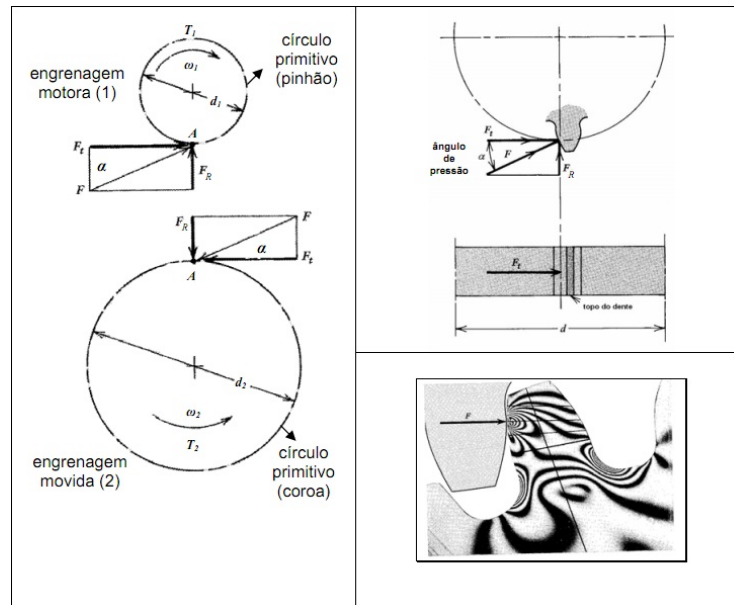


Figura 30 - Esforços em um dente reto de engrenagem.
 Fonte: Juvinall e Marshek (1991).

A força F de um dente reto de engrenagem pode ser decomposta em duas outras forças:

- Força tangencial = F_T
- Força radial = F_R

A força tangencial F_T multiplicada pelo raio primitivo $d/2$ do dente de engrenagem sob análise, define o torque T da mesma.

A força radial F_R tende a afastar uma engrenagem contra a outra, entretanto não apresenta nenhuma influência no dimensionamento do dente de engrenagem. Este esforço radial é equilibrado nos mancais de rolamento dos eixos sobre os quais o par engrenado está montado, Castro (2005).

A partir disso, as seguintes relações matemáticas podem ser estabelecidas:



$$F_R = F_T \cdot \tan \alpha$$

Torque no pinhão: $T_1 = \frac{F_T \cdot d_1}{2}$

Torque na coroa: $T_2 = \frac{F_T \cdot d_2}{2}$

4.4 TORRE DE SUSTENTAÇÃO

A torre de sustentação tem a finalidade de manter elevado o conjunto de antenas e movimentadores, limitando o mínimo possível os graus de liberdade desejados pelo sistema. Em virtude do grande número de concepções de torres hoje existentes, destacaremos apenas as que julgamos de maior interesse para o tipo de aplicação: torres autoportantes e torres estaiadas, ambas treliçadas.

4.4.1 Torres Estaiadas

As torres treliçadas estaiadas são sistemas estruturais constituídos por um mastro treliçado cuja estabilidade é garantida por um conjunto de cabos de aços tensionados, conforme ilustrado na Figura 31.

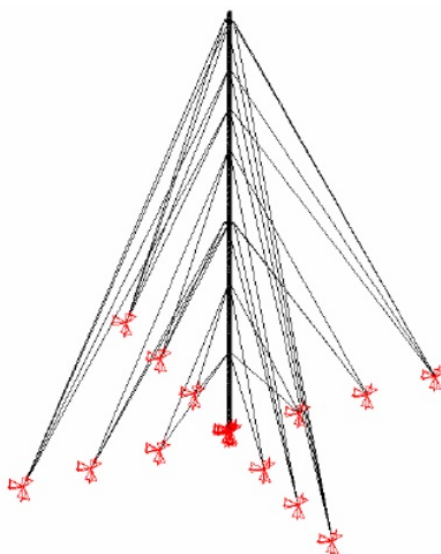


Figura 31 - Modelo de torre estaiada.
Fonte: Guimarães (2008).

Segundo Guimarães (2008), podemos destacar que neste tipo de sistema estrutural atuam diversos tipos de ações, como peso próprio, vento, sobrecargas, ações sísmicas, gelo e ruptura dos cabos. As torres treliçadas são estruturas leves, esbeltas e com bom comportamento mecânico. No entanto, devido a estas mesmas características, quando submetida a ações dinâmicas apresentam baixo amortecimento estrutural, sendo conseqüentemente muito sensíveis às vibrações.

As torres estaiadas são estruturas muito esbeltas, sendo largamente aplicadas como torres de transmissão de ondas e estruturas de perfuração do solo. O mastro treliçado é geralmente articulado na base e sua estabilidade é garantida pelo estais. São estruturas que ocupam grande espaço físico em planta, uma vez que a área ocupada pela estrutura leva em consideração os pontos de ancoragem dos estais Araujo e Greco (2010).

De acordo com Amiri (2002), as torres treliçadas estaiadas são soluções estruturais eficientes e econômicas para alturas acima de 150 m, quando comparadas com outros sistemas estruturais autoportantes. Ainda segundo o autor, devido a fatores como a esbeltez e a interação dos estais com o mastro, as torres treliçadas estaiadas apresentam um



comportamento estrutural complexo com acentuada não linearidade geométrica. Observa-se neste tipo de sistema estrutural uma tendência de curvatura dos estais, na forma de catenária, e eventualmente podem ocorrer efeitos não lineares físicos, relacionados com os materiais componentes da estrutura (plasticidade).

4.4.2 Torres Autoportantes

De acordo com Zampiron (2008), a torre em treliça é a forma estrutural mais utilizada. Ela provê baixa resistência aerodinâmica e economia no uso de materiais. É formada por uma parte tronco piramidal, junto ao solo, e outra parte reta, na qual são fixadas as antenas. Sua Seção transversal é usualmente triangular ou quadrada. Por apresentar maior economia na execução das ligações e ser menos susceptível aos efeitos da corrosão, o perfil cantoneira é o mais utilizado, entretanto elementos formados por tubos são também empregados com frequência. As alturas usuais deste tipo de estrutura variam entre 30 m e 120 m. Um exemplo de torre treliçada com perfis tubulares é mostrado na Figura 32.



Figura 32 - Modelo de torre autoportante treliçada.

Fonte: <http://s3.amazonaws.com/magoo/ABAAAAW28AF-27.png>

Ao contrário das torres estaiadas, que geralmente apresentam seção transversal constante, torres autoportantes em treliça usualmente apresentam seção variável ao longo da altura. Esta medida gera uma grande economia na fabricação da torre e na execução das fundações. Tipicamente, uma redução de 20% na área de exposição ao vento ao longo da altura gera uma redução de 14% no momento na base da torre, Haritos e Stevens (1983).

Este tipo de estrutura é mais econômico para torres altas. Não é utilizado em grande escala em meios urbanos devido a motivos estéticos. De acordo com Holmes (1996), outra vantagem deste tipo de estrutura sobre outros tipos, tais como os postes metálicos é o alto valor da componente aerodinâmica do amortecimento, devido à grande distribuição da sua massa. Esta componente geralmente é maior que a componente estrutural do amortecimento.



4.4.3 Projeto de uma Torre Autoportante

Dentre os modelos apresentados, o mais adequado aos nossos propósitos é o modelo autoportante treliçado. O modelo estaiado necessita de uma grande área para ancoragem dos seus estaios, e ainda, os movimentos de declinação e giro das antenas seriam prejudicados pela existência destes estaios. O projeto proposto apresenta uma torre de 6 m de altura, composta por três módulos de 2 m cada.

Os principais fatos a serem considerados para o dimensionamento da torre são os esforços originados pela carga útil a que a torre deve suportar – antenas, servomecanismos, elementos de transmissão, etc. – e os esforços originados pela ação do vento, a que todo o sistema será submetido.

4.4.3.1 Solitações de Força da Carga Útil

Todos os elementos postos ao longo ou sobre a estrutura da torre são considerados como carga útil. São os equipamentos necessários ao propósito fundamental do conjunto. Neste caso, temos a presença das antenas, dois motores de passo com respectivos redutores; elementos de transmissão como engrenagens, rolamentos, eixos e mancais e demais componentes como chapas, parafusos, etc. Todos estes exercendo uma carga sobre a torre, em função da aceleração da gravidade. A Tabela 8 apresenta as massas destes elementos.

Tabela 8 - Massa aproximada dos elementos descritos.

COMPONENTES	Massa (kg) (aprox.)
Motores	8kg
Antenas	8kg
Elementos de transmissão	10kg
Demais componentes	4kg
Massa total:	30kg

Pelo método de elementos finitos e, com o auxílio de um *software* CAE, obtemos um diagrama de cores relacionado com a tensão exercida pela carga útil sobre a estrutura da torre, conforme mostra Figura 33. Decidiu-se que faríamos uso apenas do módulo superior para a simulação, afim de que se facilitasse o processamento dos cálculos.

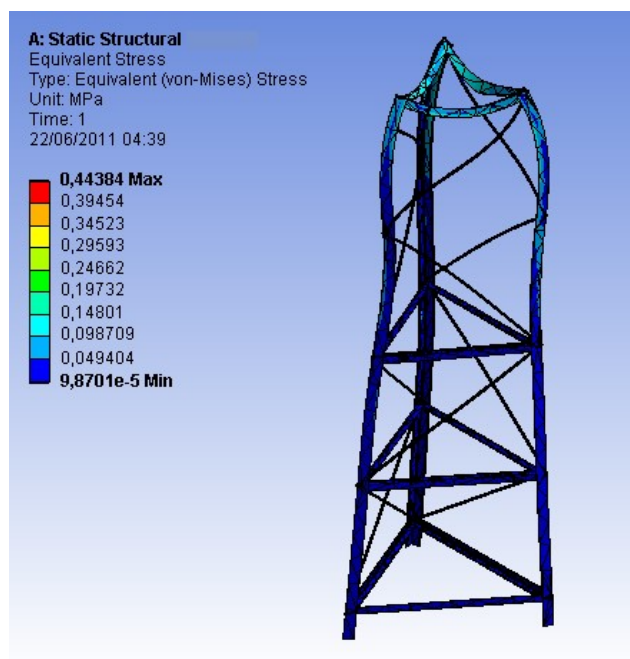


Figura 33 - Simulação de carga estática, diagrama de cores.

O Relatório da simulação é apresentado na Tabela 9.

Tabela 9 - Relatório de simulação para carga estática em módulo de torre.

INFORMAÇÕES DA MALHA PELO MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS	
Tipo de Malha	Sólida
Número de Elementos	47420
Número de Nós	96056
Tamanho Mínimo de Elemento	0,080728 mm



AÇO SAE 1020	
PROPRIEDADE	VALOR
Módulo de Elasticidade	$2 \times 10^{11} Pa$
Coefficiente de Poisson	0,29
Tensão Admissível	420,5 MPa
Tensão de Escoamento	350 MPa
Densidade	7900 kg/m ³

POSIÇÃO DOS CARREGAMENTOS E PONTOS FIXOS	
Pontos fixos	Nas faces inferiores das três bases do módulo da Torre
Carregamentos	Pressão uniforme na superfície superior do módulo

NOME DA PEÇA	MATERIAL	MASSA	VOLUME
Módulo Torre Autoportante	Aço AISI 1020 laminado a frio	3,654 kg	3654,89 cm ³

CRITÉRIO DE TENSÃO DE VON MISSES		
MÁXIMA TENSÃO	MÁXIMA DEFORMAÇÃO	LOCALIZAÇÃO
$0,444 \times 10^6 Pa$	0,0025	Porção superior do módulo da torre

A partir desta simulação, é possível constatar que as tensões obtidas estão muito aquém das tensões de escoamento do material e a deflexão máxima encontrada é de baixa relevância quanto à rigidez do conjunto.

4.4.3.2 Solicitações de Forças Advindas da Ação do Vento

As condições de contorno para a ação do vento seguem as diretrizes contidas na norma “NBR 6123 – Forças devidas ao vento em edificações”, com sutis adaptações. A metodologia que a norma apresenta para determinação da força estática do vento é baseada num método de vibração aleatório proposto por (28).

A norma entra em conflito com o método na determinação dos parâmetros que definem esta ação e ainda destaca que a vibração da estrutura em seus modos naturais ocorre em torno da posição deformada, definida pela pressão causada pela velocidade média do vento.

As diretrizes fundamentais deste processo são:



- As componentes flutuantes do vento (rajadas) são processos estacionários com média zero;
- Na determinação da resposta estrutural, na direção da velocidade média do vento, é considerada a influência da componente flutuante nessa direção;
- A estrutura é considerada como sendo de “n” partículas com dimensões infinitesimais. A ação total do vento na direção da velocidade média para cada partícula é composta de dois vetores: um vetor representando a ação média e outro representando a ação flutuante;
- Define-se velocidade média, ou velocidade básica, sendo aquela medida sobre 3 segundos, que pode ser excedida, em média, uma vez em 50 anos, a 10m sobre o nível do terreno, em lugar aberto e plano;
- O termo *rajada* corresponde à máxima velocidade de vento medida em um certo intervalo de tempo.

O cálculo dos efeitos ocasionados pela ação do vento se dá em três partes: cálculo da pressão em análise estática, cálculo da pressão em análise dinâmica e cálculo de forças de arrasto.

A) PRESSÃO ESTÁTICA

Nas análises estáticas da ação do vento, NBR 6123/1988 determina a pressão em função da velocidade V_k a ser calculada da seguinte forma:

$$V_k = V_0 \cdot S_1 \cdot S_2 \cdot S_3$$

- V_0 : velocidade básica do vento adequada ao local onde a estrutura será construída. Verificada a partir do gráfico das isopletras de velocidades básicas do Brasil, conforme Figura 34;

- S_1 : Fator topográfico que considera a influência da topografia nas vizinhanças da construção;
- S_2 : Fator que considera o efeito combinado da rugosidade do terreno, da variação da velocidade do vento com a altura do terreno e das dimensões da edificação em consideração;
- S_3 : O fator estatístico S_3 é baseado em conceitos probabilísticos. Considera o grau de segurança requerido e a vida útil da edificação, conforme Tabela 10.

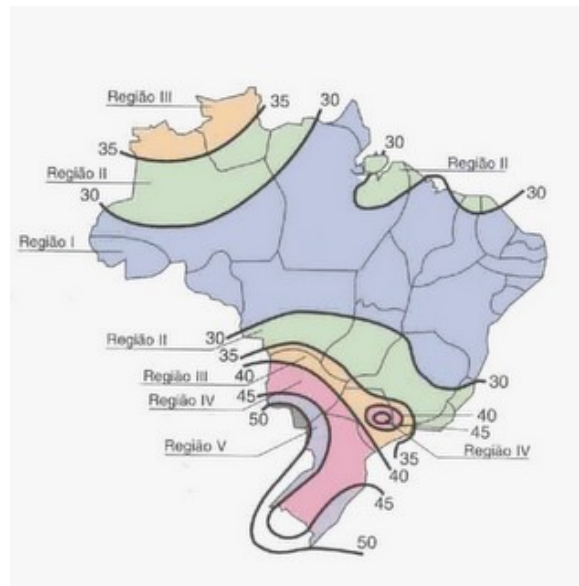


Figura 34 - Isopletas de velocidades básicas do Brasil.
Fonte: <http://www.petcivilufjf.wordpress.com>



Tabela 10 - Valores mínimos do fator estatístico S_1 .

GRUPO	DESCRIÇÃO	
1	Edificações cuja ruína total ou parcial pode afetar a segurança ou a possibilidade de Socorro a pessoas após uma tempestade destrutiva (hospitais, quartéis de bombeiros e de forças de segurança, centrais de comunicação, etc.).	1,10
2	Edificações para hotéis e residências. Edificações para comércio e indústria com alto fator de ocupação.	1,00
3	Edificações e instalações industriais com baixo fator de ocupação (depósitos, silos, construções rurais, etc.).	0,95
4	Vedações (telhas, vidros, painéis de vedação, etc.).	0,88
5	Edificações temporárias, estruturas dos grupos 1 a 3 durante a construção.	0,83

Fonte: NBR 6123 (1988).

Portanto, temos que:

$$V_k = 45 \cdot 1 \cdot 0,9 \cdot 0,83$$

$$V_k = 33,615 \text{ m/s}$$

A pressão estática q é determinada por:

$$q = 0,613 \cdot V_k^2, q \text{ em } N/m^2 \text{ e } V_k \text{ em } m/s$$

$$q = 0,613 \cdot V_k^2$$

$$q = 692,67 \text{ N/m}^2$$

É importante ressaltar que a pressão do vento varia de acordo com a altura do ponto considerado. Conforme indicado por NBR 6123/1988, esta variação está intrínseca no fator S_2 de V_k , todavia, no caso de torres reticuladas devemos dividir a torre em módulos e calcular a pressão do vento para cada módulo individualmente.



B) PRESSÃO DINÂMICA

Nas análises dinâmicas, a norma define velocidade média sobre 10 minutos, a 10 metros de altura, num terreno classificado como Rugosidade II (campo aberto e plano sem obstáculos consideráveis). A pressão é determinada em função da velocidade V_p .

$$V_p = 0,69 \cdot V_0 \cdot S_1 \cdot S_3$$

- 0,69 é o fator de rajada para passar da velocidade média sobre 3 segundos para a velocidade média sobre 10 minutos, na Rugosidade de categoria II, a 10 metros de altura;
- V_0 , S_1 e S_3 correspondem à mesma legenda mencionada para análises estáticas.

Portanto, temos que:

$$V_p = 0,69 \cdot 45 \cdot 1 \cdot 0,83$$

$$V_p = 25,7715 \text{ m/s}$$

A pressão dinâmica varia com a altura em função da expressão:

$$q(z) = \bar{q}_0 \cdot b^2 \left[\left(\frac{z}{z_r} \right)^{2p} + \left(\frac{h}{z_r} \right)^p \cdot \left(\frac{z}{h} \right)^{\gamma} \cdot \frac{(1 + 2\gamma)}{(1 + \gamma + p)} \cdot \xi \right]$$

Sendo:

- b , a dimensão de uma peça estrutural segundo a direção do vento;
- z , a cota acima do terreno;
- z_r , a altura de referencia, $z_r = 10\text{m}$;



- h , a altura da edificação;
- ξ , o coeficiente de amplificação mecânica.

Nesta equação, o primeiro termo no interior dos colchetes corresponde à resposta média e o segundo a amplitude máxima da resposta flutuante, sendo $q_v = 0,613 V_p^2$ com V_p em m/s . O expoente p e o coeficiente q dependem da categoria de rugosidade do terreno, conforme indicado na Tabela 11.

Tabela 11 – Expoente p e parâmetro b

CATEGORIA DE RUGOSIDADE	I	II	III	IV	V
p	0,095	0,15	0,185	0,23	0,31
b	1,23	1,00	0,86	0,71	0,50

Fonte: NBR 6123 (1988).

O coeficiente de amplificação dinâmica ξ é função das dimensões da edificação, da razão de amortecimento crítico ζ e da frequência própria de vibração f . O coeficiente ξ é apresentado em gráficos para as cinco categorias de rugosidade de terreno consideradas pela norma. Na Figura 35, o gráfico de nosso interesse para a Rugosidade II.

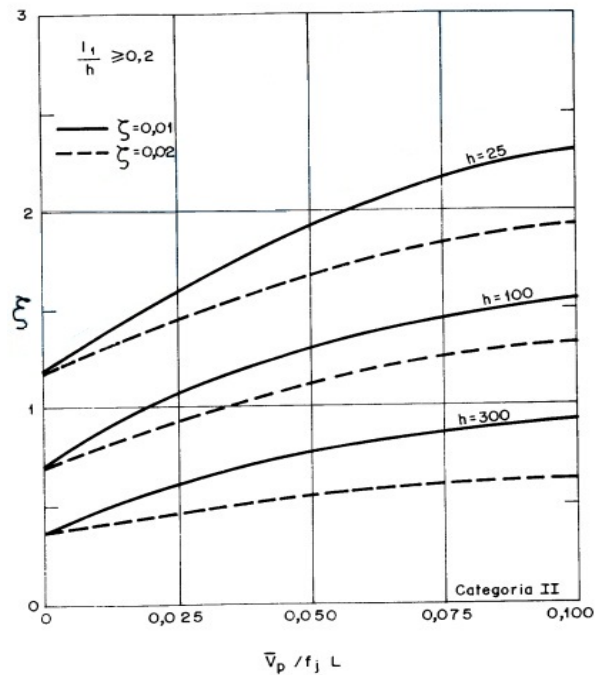


Figura 35 - Coeficiente de amplificação dinâmica para terreno de Categoria II.
Fonte: NBR 6123 (1988).

A partir disso, temos que:

$$q(z) = \bar{q}_o \times b^2 \left[\left(\frac{z}{z_r} \right)^{2p} + \left(\frac{h}{z_r} \right)^p \times \left(\frac{z}{h} \right)^\gamma \times \frac{(1 + 2\gamma)}{(1 + \gamma + p)} \times \xi \right]$$

$$\text{Sendo } \bar{q}_o = 0,613 V_p^2$$

$$q(z) = 407,13 \times 0,5041 \left[\left(\frac{15}{10} \right)^{0,46} + \left(\frac{6}{10} \right)^{0,23} \times \left(\frac{15}{6} \right)^1 \times \frac{(1 + 2)}{(1 + 1 + 0,23)} \times 1,5 \right]$$

$$q(z) = 1153,8 \text{ N/m}^2$$



C) CÁLCULO DA FORÇA DE ARRASTO

No caso de torres reticuladas de seção triangular equilátera, a norma estabelece um procedimento especial para o cálculo da força de arrasto. Seguem as resoluções:

Torres reticuladas de seção quadrada ou triangular equilátera, com reticulados iguais em todas as faces, constituem casos especiais para os quais pode ser conveniente determinar a força global do vento diretamente. Para esses casos, a força de arrasto é calculada por:

$$F_{\alpha} = C_{\alpha} \rho A_{\alpha}$$

Sendo A_{α} a área frontal efetiva de uma das faces da torre reticulada: área da projeção ortogonal das barras de uma das faces da torre reticulada sobre um plano paralelo a esta face, NBR 6123/1988.

Para torres reticuladas constituídas por barras prismáticas de faces planas, com cantos vivos ou levemente arredondados, os valores dos coeficientes de arrasto C_{α} , para vento incidindo perpendicularmente a uma das faces, são fornecidos no gráfico da figura [...], NBR 6123/1988. (Figura 36)

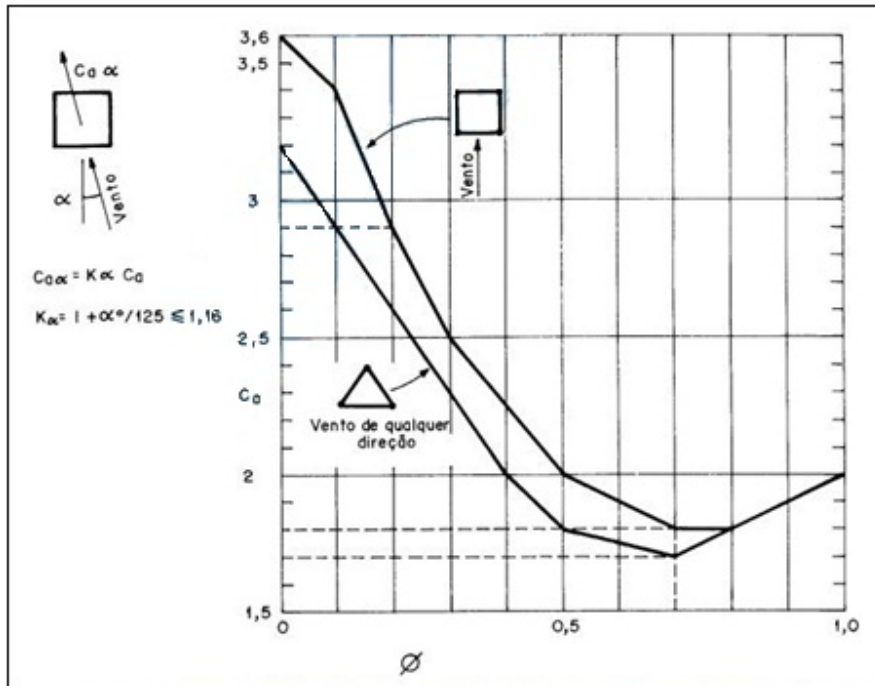
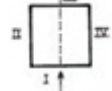






Figura 36 - Coeficiente de arrasto $C_{d\alpha}$ para torres reticuladas de seção quadrada e triangular.

Fonte: NBR 6123 (1988).

Para torres reticuladas de seção triangular equilátera, a força do vento pode ser admitida constante para qualquer ângulo de incidência do vento. As componentes da força de arrasto F_a , nas faces da torre, são obtidas multiplicando-se F_a pelos valores dados na tabela [...], NBR 6123/1988. (Figura 35)

Como mencionado pela norma, devemos multiplicar a F_a encontrada pelos valores da Figura 37 apresentada a seguir, e definir as componentes de forças aplicadas a cada face da torre.

Direção do vento		Face I	Face II	Face III	Face IV
	n	$\frac{1}{1+\eta}$	0	$\frac{\eta}{1+\eta}$	0
	t	0	0	0	0
	n	0,20	0,20	0,15	0,15
	t	0,20	0,20	0,15	0,15
	n	0,57	0,11	0,11	—
	t	0	0,19	0,19	—
	n	0,50	0	0,37	—
	t	0,29	0	0,21	—
	n	0,14	0,14	0,43	—
	t	0,25	0,25	0	—

n : componente perpendicular à face
t : componente paralela à face

Nota: As componentes da força de arrasto, F_a , são obtidas multiplicando-se F_a pelos valores dsados nesta Tabela.

Figura 37 - Componentes de força de arrasto nas faces de torres reticuladas.
Fonte: NBR 6123 (1988).

Para o cálculo da força de arrasto F_a , devemos atentar ao fato de que possuímos duas variáveis q , uma para pressão estática e outra para pressão dinâmica. Escolhemos, portanto, a pressão de maior módulo, que no caso trata-se da pressão dinâmica.

$$q(z) = 1153,8 \text{ N/m}^2$$

$$F_a = C_a q A_s$$

$$F_a = 1,9 \cdot 1153,8 \cdot 0,88$$

$$F_a = 1929,1536 \text{ N}$$

Agora, multipliquemos a F_a encontrada pelas componentes da força presentes na norma.

Para vento a 0° , situação apresentada na Figura 38:

A) Esforços perpendiculares às faces:

$$F_{f_{accs I}} = F_a \times 0,57 = 1099,617 \text{ N}$$

$$F_{f_{accs II}} = F_a \times 0,11 = 212,207 \text{ N}$$

$$F_{f_{accs III}} = F_a \times 0,11 = 212,207 \text{ N}$$

B) Esforços paralelos às faces:

$$F_{f_{accs I}} = F_a \times 0 = 0 \text{ N}$$

$$F_{f_{accs II}} = F_a \times 0,19 = 366,54 \text{ N}$$

$$F_{f_{accs III}} = F_a \times 0,19 = 366,54 \text{ N}$$

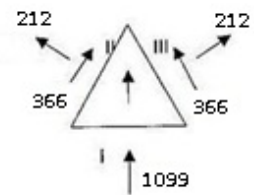


Figura 38 - Arranjo de forças para vento a 0° .

Para vento a 30° , situação apresentada na Figura 39:

A) Esforços perpendiculares às faces:

$$F_{f_{accs I}} = F_a \times 0,14 = 270,081 \text{ N}$$

$$F_{f_{accs II}} = F_a \times 0,14 = 270,081 \text{ N}$$

$$F_{f_{accs III}} = F_a \times 0,43 = 829,536 \text{ N}$$

B) Esforços paralelos às faces:

$$F_{f_{accs I}} = F_a \times 0,25 = 482,288 \text{ N}$$

$$F_{f_{accs II}} = F_a \times 0,25 = 482,288 \text{ N}$$

$$F_{f_{accs III}} = F_a \times 0 = 0 \text{ N}$$

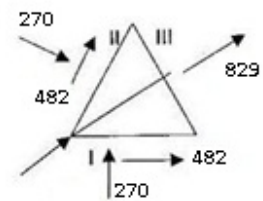


Figura 39 - Arranjo de forças para vento a 30° .

Para vento a 60° , situação apresentada na Figura 40:

A) Esforços perpendiculares às faces:

$$F_{f_{accs\ I}} = F_a \times 0,5 = 964,577\ N$$

$$F_{f_{accs\ II}} = F_a \times 0 = 0\ N$$

$$F_{f_{accs\ III}} = F_a \times 0,37 = 713,787\ N$$

B) Esforços paralelos às faces:

$$F_{f_{accs\ I}} = F_a \times 0,29 = 559,454\ N$$

$$F_{f_{accs\ II}} = F_a \times 0 = 0\ N$$

$$F_{f_{accs\ III}} = F_a \times 0,21 = 405,122\ N$$

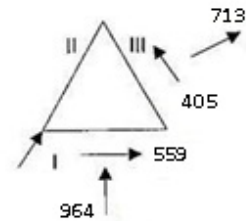


Figura 40 - Arranjo de forças para vento a 60°.

A partir disso, podemos concluir que a maior solicitação da estrutura acontece ao incidir um vento com direção normal a alguma das faces da torre, acarretando uma força perpendicular de aproximadamente 1099 N.

Sabendo-se a área frontal efetiva de uma das laterais do módulo da torre, é possível calcularmos a pressão de simulação:

$$Area\ lateral = 0,23\ m^2$$

$$Força = 1099\ N$$

$$P = F/A$$

$$P = 4778,26\ Pa$$

Novamente, pelo método dos elementos finitos, obtemos um diagrama de cores, ilustrado pela Figura 39, para a análise dos esforços acarretados pelo vento através de um *software* CAE.

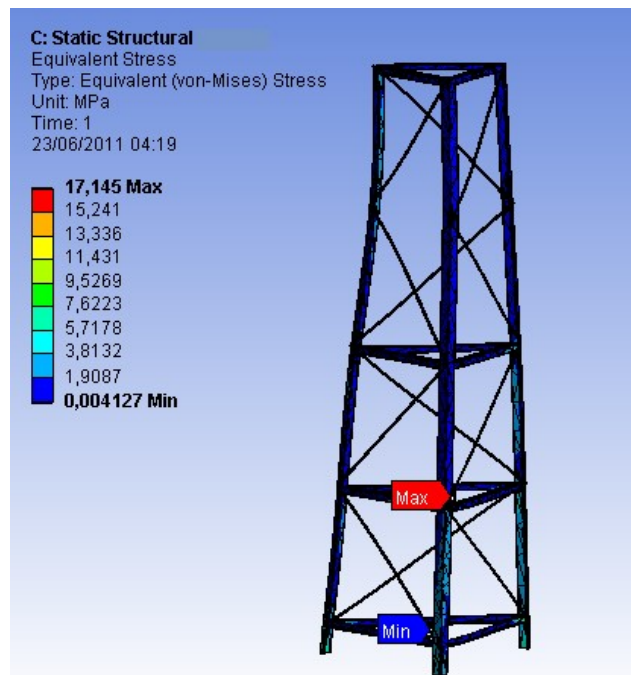


Figura 41 - Diagrama de cores para tensão provocada pela ação do vento.

O relatório da simulação é apresentado na Tabela 12

Tabela 12 - Relatório de simulação para ação do vento em módulo de torre.

INFORMAÇÕES DA MALHA PELO MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS	
Tipo de Malha	Sólida
Número de Elementos	47420
Número de Nós	96056
Tamanho Mínimo de Elemento	0,080728 mm

AÇO SAE 1020	
PROPRIEDADE	VALOR
Módulo de Elasticidade	$2 \times 10^{11} Pa$
Coefficiente de Poisson	0,29
Tensão Admissível	420,5 MPa
Tensão de Escoamento	350 MPa
Densidade	7900 kg/m ³



POSIÇÃO DOS CARREGAMENTOS E PONTOS FIXOS	
Pontos fixos	Nas faces inferiores das três bases do módulo da Torre
Carregamentos	Pressão normal a uma das faces do módulo

NOME DA PEÇA	MATERIAL	MASSA	VOLUME
Módulo Torre Autoportante	Aço AISI 1020 laminado a frio	3,654 kg	3654,89 cm ³

CRITÉRIO DE TENSÃO DE VON MISSES		
MÁXIMA TENSÃO	MÁXIMA DEFORMAÇÃO	LOCALIZAÇÃO
$17,145 \times 10^6 Pa$	0,233 mm	Elementos de travamento

Podemos concluir que as máximas tensões e deformações encontradas não oferecem riscos ao escoamento do material de fabricação e tampouco à rigidez de todo o sistema.



CONCLUSÃO

Através do Relatório, o bolsista pode demonstrar as atividades desenvolvidas junto ao Projeto intitulado “Pesquisa e Desenvolvimento de Tecnologias Eletromecânicas de Movimentação de Antenas”, no período de Setembro de 2010 à Junho de 2011. Descrevemos o funcionamento, as características e, sobretudo a importância que uma Estação Terrena de Rastreamento e Controle de Satélites possui no âmbito de uma Missão Espacial.

A metodologia apresentada, relacionada com o apontamento dinâmico e controlado de antenas, buscou de forma alternativa uma solução para a definição da trajetória que um satélite percorre em uma passagem, assim como o gerenciamento de movimentação de motores elétricos capazes de proporcionar o controle de apontamento destas antenas. No entanto, algum erro de apontamento pode ser inferido, levando-se em conta que este gerenciamento de movimentação considera que a velocidade do satélite nos distintos trechos da sua trajetória é constante, o que não é verdade, uma vez que sua velocidade relativa com a superfície terrestre aumenta à medida que se aproxima do horizonte.

A concepção apresentada para o projeto mecânico de uma Estação Terrena é um modelo básico. Os princípios de funcionamento do seu mecanismo podem ser aplicados para o uso de qualquer tipo de antena, contanto que se façam novas avaliações acerca dos esforços envolvidos.

As atividades propostas para a sequência do Projeto de Pesquisa estão relacionadas com o emprego de uma metodologia própria para o projeto mecânico de uma Estação Terrena, assim como a análise de erros de apontamento de antenas por alguns fatores, como deflexão da estrutura, resposta dinâmica do servomecanismo e o efeito Doppler em comunicações espaciais, assim como as possíveis soluções.

Das atividades realizadas, o bolsista desenvolveu habilidades de pesquisa, além de adquirir experiências referentes às áreas de programação e controle de sistemas



eletromecânicos, desenho e projeto em ambiente CAD e familiarização com a teoria dos Elementos finitos.

Os estudos foram importantes para o crescimento profissional e pessoal do aluno, tanto no aprimoramento técnico, como no seu desenvolvimento em áreas de formação pessoal.



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AMIRI, G.G. **Seismic Sensitivity Indicators for Tall Guyed Telecommunication Towers.** Computers & Structures. v. 80, p. 349-364, 2002. Disponível em <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0045794901001754>>. Acesso em 26 jun. 2011.

ARAUJO, T. V.; GRECO, M. **Análise Estática de Torres Treliçadas Estaiadas.** In: SIMPÓSIO DE MECÂNICA COMPUTACIONAL, n. 9, 2010, São João del Rei, 2010. Disponível em <http://labmec.fec.unicamp.br/192.168.1.1/old/public/RequenaUNICAMP_ABCEM_7.pdf>. Acesso em 26 jun. 2011.

ARMELLINI, F.. **Projeto e Implementação do Controle de Posição de uma Antena de Radar Meteorológico através de Servomecanismos,** 123 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia de Controle e Automação Mecânica) - Escola de Engenharia/USP, São Paulo, 2006. Disponível em <<http://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/3/3152/tde-09052007-174120/publico/ArmelliniFdissertacaov0.pdf>>. Acesso em 26 jun. 2011.

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS (ABNT). NBR 6123: Forças devidas ao vento em edificações. Rio de Janeiro, jun. 1988.

AutoCAD 2002 Help: Developer Documentation. Autodesk.

BIANCHO, A. C.; FERREIRA, M. G. V.; SILVA, J. D. S. **Uma arquitetura de automação de operações solo multi-agente.** In: WORKSHOP DOS CURSOS DE COMPUTAÇÃO APLICADA DO INPE, 5. (WORCAP), 2005, São José dos Campos. **Anais...** São José dos Campos: INPE, 2005. CD-ROM, On-line. Disponível em: <<http://urlib.net/dpi.inpe.br/hermes2@1905/2005/10.03.19.48>>. Acesso em 26 jun. 2011.

CASTRO, R. M.. **Critério de Projeto para Engrenagens Helicoidais Aplicadas em Transmissões Mecânicas Veiculares,** 217p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Automotiva) - Escola Politécnica/USP, São Paulo, 2005. Disponível em <http://www.automotiva-poliusp.org.br/mest/banc/pdf/castro_ricardo.pdf>. Acesso em 26 jun. 2011.

COSTA, R. L. **Subsistema de Suprimento de Energia para o NANOSATC-BR: Geração e Armazenamento de Energia.** Relatório Final de Bolsa PIBIC/INPE – CNPq. 2009. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE, Santa Maria, RS, 2009. Disponível em <<http://mtc-m18.sid.inpe.br/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/08.17.19.24>>. Acesso em 26 jun. 2011.



DAVENPORT, A. G. **The Response of Slender Structures to Wind**, 2 ed., Waldbronn, Proceedings of NATO Advances Study Institute, 1993.

ECSS-E-70 Part 1A. **Space engineering: ground systems and operations. Part 1: Principles and Requirements**. ESA Publications Division, Holanda, 2000. Disponível em <http://www.everyspec.com/ESA/ECSS-E-70_Part_1A_2565/>. Acesso em 15 abr. de 2011.

FRANKLIN G.; POWELL, J.D.; NAEINI, A.E. **Feedback Control of Dynamic Systems**, 4 ed., Prentice Hall, 2001.

GAWRONSKI, W. K. **Dynamics and Control of Structures – A Modal Approach**, Springer, 1998.

GUARNIERI, J. P. **Desenvolvimento do Servomecanismo para Posicionamento das Antenas Coletoras dos Projetos Radioastronomia e Sistema LOFAR**. Relatório Final de Bolsa PIBIC/INPE – CNPq. 2005. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE, Santa Maria, RS, 2005. Disponível em <<http://mtc-m16.sid.inpe.br/sid.inpe.br/iris@1916/2005/10.03.13.48>>. Acesso em 26 jun. 2011.

GUIMARÃES, E. H. **Análise do Comportamento de Torres de Aço Estaiadas sob a Ação do Vento**, 189p. Dissertação (Mestrado em Mecânica dos Sólidos e Vibrações) – Faculdade de Engenharia Mecânica/UFU, Uberlândia, 2008. Disponível em <<http://hdl.handle.net/123456789/132>>. Acesso em 26 jun. 2011.

HARITOS, N.; STEVENS, L. K. **The assessment of response of tall free standing towers to along Wind loading**. Journal of wind engineering and industry aerodynamics, v. 14, p. 331-334, 1983. Disponível em <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0167610583900351>>. Acesso em 26 jun. 2011.

HOLMES, J. D. **Along-wind response of lattice towers: part II – Aerodynamic damping and deflections**, Engineering Structures, v. 18, n.7, p. 483-488, 1996. Disponível em <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/014102969500131X>>. Acesso em 26 jun. 2011.

JOHNSON, R.C. **Antenna Engineering Handbook**, 3 ed., McGraw-Hill, 1993.

JUVINALL, R. C.; MARSHEK, K. M. **Fundamentals of Machine Component Design**. 2 ed., New York, 1991.

LARSON, W. J.; WERTZ, J. R. 1992, **Space Mission Analysis and Design**. 2 ed. Torrance, California: Space Technology Library.



MELCONIAN, S. **Mecânica Técnica e Resistência dos Materiais**, 10 ed., São Paulo, Editora Érica, p.28-29, 2005.

ORBIT/FR **Introduction to Antenna Measurement Theory**. Disponível em <<http://www.orbitfr.com>>. EUA, 2011.

VAN RENSBURG, D.J. **Upgraded Planar Near-Field Test Range For Large Space Flight Reflector Antennas Testing from L to Ku-Band**. Nearfield Systems Incorporated, 2003. Disponível em <http://www.nearfield.com/amta/AMTA03_Alcatel.htm>. Acesso em 26 jun. 2011.

OTTOBONI, A. **Servoacionamentos**. Mecatrônica Atual, São Paulo, v. 1, n. 6, 2002. Disponível em <http://www.mecatronicaatual.com.br/secoes/materias_anteriores/9>. Acesso em 26 jun. 2011.

PATSKO, L. F. **Tutorial Controle de Motor de Passo**, Maxwell Bohr Instrumentação Eletrônica. 2006. 16p.

REINTJES, J. F.; COATE, G. T. **Principles of Radar**, Massachusetts Institute of Technology Radar School Staff, 3 ed., McGraw-Hill, 1952.

SANTOS, D. **Síntese de Antena Tipo Refletor Moldado para Transmissão de Dados na Banda X Utilizando Óptica Física**. Relatório Final de Bolsa PIBIC/INPE – CNPq. 2006. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE, Santa Maria, RS, 2006. Disponível em <<http://mtc-m16.sid.inpe.br/sid.inpe.br/mtc-m16@80/2006/08.10.12.25>>. Acesso em 26 jun. 2011.

SOLER, L. **Programação LISP**. Arquivo de dados e textos, UFRGS, 2004. Disponível em <http://www.inf.ufrgs.br/gppd/disc/cmp135/trabs/soler/texto_lisp.pdf>. Acesso em 26 jun. 2011.

ZAMPIRON, I. **Avaliação das Características e Desempenho de Estruturas para Telecomunicações Visando o Projeto de Novo Modelo de Torre Autoportante**, 135p., 2008. Dissertação (Mestrado em Engenharia Civil – Estruturas) – Programa de Pós Graduação em Engenharia Civil, UFRGS, Porto Alegre, 2008. Disponível em <<http://hdl.handle.net/10183/17369>>. Acesso em 26 jun. 2011.



ATIVIDADES COMPLEMENTARES

ALVES, F. L. SCHUCH, N. J. ; DURÃO, O. S. C. ; BOHRER, R. Z. G. ; FAGUNDES, I. F. ; COSTA, L. L. . ESTUDO DE TECNOLOGIAS ELETROMECÂNICAS DE MOVIMENTAÇÃO DE ANTENAS DE ESTAÇÃO TERRENA PARA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR. In: Jornada Acadêmica Integrada da UFSM, 2010, Santa Maria, RS. Anais JAI/UFSM, 2010, 2010.

FRANKE, L. L. C. ; SCHUCH, N. J. ; DURÃO, O. S. C. ; COSTA, L. L. ; BÜRGER, E. E. ; BOHRER, R. Z. G. ; ALVES, F. L. . ANÁLISE DA INTERFERÊNCIA DA VARIAÇÃO DE TEMPERATURA NO COMPORTAMENTO DE MAGNETÔMETROS EM CUBESATS ESTUDOS DE CONTROLE TÉRMICO SICINPE 2010. In: Jornada Acadêmica Integrada da UFSM, 2010, Santa Maria, RS. Anais JAI/UFSM, 2010, 2010.

ALVES, F. L. ; SCHUCH, N. J. ; BOHRER, R. Z. G. ; FAGUNDES, I. F. ; COSTA, L. L. ; BÜRGER, E. E. ; FRANKE, L. L. C. . ESTUDOS DE TECNOLOGIAS ELETROMECÂNICAS DE MOVIMENTAÇÃO DE ANTENAS DE ESTAÇÃO TERRENA PARA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR. In: CONGRESSO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA E PÓS-GRADUAÇÃO - SUL BRASIL, 2010, Florianópolis, SC. Anais CICPG, 2010, 2010.

BOHRER, R. Z. G. ; SCHUCH, N. J. ; PALEROSI, A. C. ; DURÃO, O. S. C. ; COSTA, L. L. ; BÜRGER, E. E. ; FRANKE, L. L. C. ; ALVES, F. L. . DESENVOLVIMENTO DO MODELO DE ANÁLISE DA PLATAFORMA MECÂNICA DO PROJETO NANOSATC-BR. In: Congresso Regional de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia, 2010, Rio Grande, RS. Anais CRICTE, 2010, 2010.