

ALEXANDRE GARCIA

AUTOMATIZAÇÃO APLICADA A LANÇADORES
DE FOGUETES DE SONDAGEM
PARA COMPENSAÇÃO DA INFLUÊNCIA DOS VENTOS

Tese apresentada à Faculdade de
Engenharia do Campus de
Guaratinguetá, Universidade Estadual
Paulista, para a obtenção do título de
Doutor em Engenharia Mecânica na
área de Projetos.

Orientador: Prof. Dr. Mauro Hugo Mathias

Co-orientador: Prof. Dr. Francisco Carlos Parquet Bizarria

Guaratinguetá
2007



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
Faculdade de Engenharia do Campus de
Guaratinguetá

AUTOMATIZAÇÃO APLICADA A LANÇADORES
DE FOGUETES DE SONDAGEM
PARA COMPENSAÇÃO DA INFLUÊNCIA DOS VENTOS

ALEXANDRE GARCIA

ESTA TESE FOI JULGADA ADEQUADA PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
“DOUTOR EM ENGENHARIA MECÂNICA”

ESPECIALIDADE: ENGENHARIA MECÂNICA
ÁREA DE CONCENTRAÇÃO: PROJETOS

APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE PÓS-
GRADUAÇÃO

Prof. Dr. Marcelo dos Santos Pereira
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:

Prof. Dr. MAURO HUGO MATHIAS
Orientador / UNESP-FEG

Prof. Dr. FRANCISCO CARLOS PARQUET BIZARRIA
Co-Orientador / UNITAU

Prof. Dr. JOSÉ ELIAS TOMAZINI
UNESP-FEG

Prof. Dr. JOÃO ZANGRANDI FILHO
UNESP-FEG

Prof. Dr. HILTON CLEBER PIETROBOM
CTA-IAE

Prof. Dr. VIKTOR PASTOUKHOV
UNITAU

Setembro de 2007

DADOS CURRICULARES

ALEXANDRE GARCIA

NASCIMENTO 20.07.1975 – SÃO PAULO / SP

FILIAÇÃO João Garcia Garcia
Ignês Elvira Raimundo Garcia

1994/2000 Curso de Graduação em Engenharia Industrial Mecânica
Escola de Engenharia Industrial de São José dos Campos

2002/2004 Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, nível
de Mestrado Profissionalizante, na Universidade de
Taubaté.

2005/2007 Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, nível
de Doutorado na Faculdade de Engenharia do Campus de
Guaratinguetá da UNESP.

DEDICATÓRIA

A minha esposa Sheila, pela paciência e amor, durante esta jornada.

Ao meu filho Thiago, razão da minha alegria.

A minha mãe, a luz da minha vida.

Ao meu pai, meu melhor amigo.

AGRADECIMENTOS

A DEUS.

Ao meu orientador Prof. Dr. Mauro Hugo Mathias, pelas diretrizes seguras, orientação, supervisão, confiança e oportunidade que me concedeu para o desenvolvimento desta pesquisa.

Ao meu co-orientador Prof. Dr. Francisco Carlos Parquet Bizarria, pela colaboração, apoio, sugestões e discussões levantadas ao longo do período de pesquisa as quais foram fundamentais na elaboração e consolidação do trabalho.

A Agência Espacial Brasileira AEB pelo apoio financeiro, por meio da ação 6704.

Ao meu amigo Sgt. Leonardo Antônio Roxo do Instituto de Aeronáutica e Espaço, pela ajuda indispensável na automação e no desenvolvimento das rotinas computacionais do sistema.

Ao Prof. Domingos Sávio Aguiar da Universidade de Taubaté e do Instituto de Aeronáutica e Espaço, pela ajuda no desenvolvimento dos desenhos mecânicos para construção do protótipo do Lançador.

A todos da Subdivisão de Dinâmica de Vôo do Instituto de Aeronáutica e Espaço, que direta ou indiretamente contribuíram para a realização deste trabalho.

APOIO FINANCEIRO

Esta tese contou com recursos financeiros cedidos pela **Agência Espacial Brasileira – AEB**, por meio da ação 6704, na aquisição de todos os equipamentos para a construção e automatização do protótipo de lançador de foguetes de sondagem não-controlados.

GARCIA, A. AUTOMATIZAÇÃO APLICADA A LANÇADORES DE FOGUETES DE SONDAGEM PARA COMPENSAÇÃO DA INFLUÊNCIA DOS VENTOS. 2007. 145f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2007.

RESUMO

As ações do responsável pela segurança de vôo, em lançamentos de foguetes, são fundamentais para minimizar riscos relacionados à vida, ao meio ambiente e a bens materiais. Nesse contexto está incluída a atividade de cálculo da posição do lançador, para compensação da influência do vento na trajetória de foguetes não-controlados. Atualmente, a execução dessa tarefa e a realimentação das informações referentes ao posicionamento do lançador não são realizadas de forma automática. Esse é um dos motivos pelos quais é necessário realizar o ajuste final do lançador, aproximadamente cinco a sete minutos antes do lançamento. No intervalo de tempo até o lançamento, o vento pode mudar de velocidade e direção, promovendo situação com potencial suficiente para causar desvio na trajetória do foguete, com conseqüente aumento da dispersão do seu ponto de impacto. O objetivo desse trabalho é propor uma arquitetura de sistema para automatizar o ajuste da posição em azimuth e elevação de lançadores de foguetes de sondagem não-controlados. Os ensaios realizados com o protótipo de lançador mostraram que a proposta deste trabalho é capaz de realizar automaticamente o posicionamento de lançadores durante campanhas de lançamento, para compensar a influência do vento na trajetória do foguete, com o objetivo de diminuir a dispersão de impacto de foguetes não-controlados.

PALAVRAS-CHAVE: Foguetes de sondagem, Lançador, Ventos, Dispersão, Trajetória e Automatização.

GARCIA, A. **AUTOMATION APPLIED TO SOUNDING ROCKET LAUNCHER FOR COMPENSATION OF WIND INFLUENCE**. 2007. 145f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2007.

ABSTRACT

The actions taken by the person responsible for flight safety in rocket launch are fundamental to minimize risks related to life, environment and material assets. This context includes the calculation of the launcher's position to compensate for wind influence on the unguided rocket trajectory. Currently, the accomplishment of such task and the feedback of data regarding launcher's positioning are not performed automatically. This is one of the reasons why it is necessary to make the final adjustment of the launcher approximately five to seven minutes before such launch. Within the time interval until the launch, wind speed and direction may change and give rise to a situation with enough potential to cause a deviation in the rocket's trajectory with the consequential increase in the dispersion of its point of impact. The purpose of this work is to propose a system architecture able to automate the adjustment of the position in azimuth and the elevation of unguided sounding rocket launchers. The tests made on the prototype launcher showed that the proposal of this work can automatically make the positioning of the launchers during launch campaigns to compensate for wind influence on the rocket's trajectory in order to reduce dispersion of impact of unguided rockets.

KEYWORDS: Sounding Rockets, Launcher, Winds, Dispersion, Trajectory and Automation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 -	Ângulos de elevação e azimute do lançador	17
Figura 2 -	Anemômetro instalado em torre.....	19
Figura 3 -	Torre com anemômetros	19
Figura 4 -	Balão de sondagem atmosférica.....	20
Figura 5 -	Casamata	20
Figura 6 -	Sala de segurança de vôo	21
Figura 7 -	Arquitetura atual do sistema.....	22
Figura 8 -	Diagrama de blocos da atual seqüência de atividades	23
Figura 9 -	Painel de comando do lançador.....	24
Figura 10 -	Interface do <i>software</i> GUARÁ.....	25
Figura 11 -	Foguete de sondagem VS-30	33
Figura 12 -	Desempenho do foguete.....	34
Figura 13 -	Projeção da trajetória.....	35
Figura 14 -	Gráfico da área de dispersão do ponto de impacto	36
Figura 15 -	Arquitetura básica de um C.L.P	38
Figura 16 -	Diagrama em blocos de funcionamento de um C.L.P.....	38
Figura 17 -	Sinais gerados por um <i>encoder</i> incremental	39
Figura 18 -	Arquitetura proposta para o sistema.....	47
Figura 19 -	Arquitetura do sistema de controle proposto	48
Figura 20 -	Diagrama de operações proposto	49
Figura 21 -	Interface proposta para o <i>software</i> GUARÁ.....	50
Figura 22 -	Módulo de controle automático	51
Figura 23 -	Módulo de controle semi-automático	52
Figura 24 -	Módulo de controle manual (Centro de Controle)	52
Figura 25 -	Módulo de controle manual (Casamata)	53
Figura 26 -	Visor principal da I.H.M local	54
Figura 27 -	Visor de instrução da I.H.M local	54
Figura 28 -	Desenho mecânico do protótipo.....	55
Figura 29 -	Protótipo do Lançador.....	56
Figura 30 -	Configuração do cabo serial.....	57
Figura 31 -	Fluxograma de início do processo de ajuste do lançador.....	59
Figura 32 -	Fluxograma final do processo de ajuste do lançador	60
Figura 33 -	Convenção trigonométrica	62
Figura 34 -	Convenção meteorológica.....	62
Figura 35 -	Vento balístico	66
Figura 36 -	Gráfico das Variações Frontal e Lateral	70
Figura 37 -	Componentes da área de dispersão	71
Figura 38 -	Tempo versus Altitude	72
Figura 39 -	Mapa com a área de dispersão	73
Figura 40 -	Passo para Seleção de Arquivo	74
Figura 41 -	Escolha do Arquivo de Dados.....	75
Figura 42 -	Identificação do Veículo	75
Figura 43 -	Identificação dos Estágios.....	76
Figura 44 -	Parâmetros de Erros 1º Estágio	76

Figura 45 -	Parâmetros de Erros 2º Estágio	77
Figura 46 -	Tela Inicial de Resultados	77
Figura 47 -	Tela Alternativa.....	78
Figura 48 -	Foguetes de sondagem brasileiros.....	79
Figura 49 -	VSB-30.....	80
Figura 50 -	Desempenho do VSB-30 com desvios em azimute	81
Figura 51 -	Trajетórias do VSB-30 com desvios em azimute.....	81
Figura 52 -	Desempenho do VSB-30 com desvios em elevação	81
Figura 53 -	Trajетórias do VSB-30 com desvios em elevação.....	81
Figura 54 -	VS-30	82
Figura 55 -	Desempenho do VS-30 com desvios em azimute	83
Figura 56 -	Trajетórias do VS-30 com desvios em azimute	83
Figura 57 -	Desempenho do VS-30 com desvios em elevação.....	83
Figura 58 -	Trajетórias do VS-30 com desvios em elevação	83
Figura 59 -	VS-40	84
Figura 60 -	Desempenho do VS-40 com desvios em azimute	85
Figura 61 -	Trajетórias do VS-40 com desvios em azimute	85
Figura 62 -	Desempenho do VS-40 com desvios em elevação.....	85
Figura 63 -	Trajетórias do VS-40 com desvios em elevação	85
Figura 64 -	Bancada de simulações do protótipo.....	86
Figura 65 -	C.L.P marca Atos	87
Figura 66 -	I.H.M marca Atos.....	88
Figura 67 -	Encoder marca Hohner	88
Figura 68 -	Motoredutor marca Motron.....	89
Figura 69 -	Diagrama de ligação.....	89
Figura 70 -	VSB-30 ajuste do azimute para ventos de 2002.....	92
Figura 71 -	VSB-30 ajuste da elevação para ventos de 2002	92
Figura 72 -	VSB-30 ajuste do azimute para ventos de 2004.....	92
Figura 73 -	VSB-30 ajuste da elevação para ventos de 2004	92
Figura 74 -	VSB-30 ajuste do azimute para ventos de 2006.....	93
Figura 75 -	VSB-30 ajuste da elevação para ventos de 2006	93
Figura 76 -	VS-30 ajuste do azimute para ventos de 2002	93
Figura 77 -	VS-30 ajuste da elevação para ventos de 2002	93
Figura 78 -	VS-30 ajuste do azimute para ventos de 2004	94
Figura 79 -	VS-30 ajuste da elevação para ventos de 2004	94
Figura 80 -	VS-30 ajuste do azimute para ventos de 2006	94
Figura 81 -	VS-30 ajuste da elevação para ventos de 2006	94
Figura 82 -	VS-40 ajuste do azimute para ventos de 2002	95
Figura 83 -	VS-40 ajuste da elevação para ventos de 2002	95
Figura 84 -	VS-40 ajuste do azimute para ventos de 2004	95
Figura 85 -	VS-40 ajuste da elevação para ventos de 2004	95
Figura 86 -	VS-40 ajuste do azimute para ventos de 2006	96
Figura 87 -	VS-40 ajuste da elevação para ventos de 2006	96
Figura 88 -	Seqüência de eventos para o ajuste do lançador	99
Figura 89 -	Dispersão do VSB-30 (ventos de 2002).....	101
Figura 90 -	Dispersão do VSB-30 (ventos de 2004).....	102

Figura 91 -	Dispersão do VSB-30 (ventos de 2006).....	102
Figura 92 -	Dispersão do VS-30 (ventos de 2002)	103
Figura 93 -	Dispersão do VS-30 (ventos de 2004)	103
Figura 94 -	Dispersão do VS-30 (ventos de 2006)	104
Figura 95 -	Dispersão do VS-40 (ventos de 2002)	104
Figura 96 -	Dispersão do VS-40 (ventos de 2004)	105
Figura 97 -	Dispersão do VS-40 (ventos de 2006)	105

LISTA DE TABELAS

TABELA 1 -	Vento de altitude para o CLA	62
TABELA 2 -	Resultados das trajetórias para o VSB-30.....	80
TABELA 3 -	Resultados das trajetórias para o VS-30.....	82
TABELA 4 -	Resultados das trajetórias para o VS-40.....	84
TABELA 5 -	Funções das saídas do C.L.P	90
TABELA 6 -	Resultados da comparação de ajuste para o VSB-30	100
TABELA 7 -	Resultados da comparação de ajuste para o VS-30.....	100
TABELA 8 -	Resultados da comparação de ajuste para o VS-40.....	100
TABELA 9 -	Tabela de Ventos.....	131

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
AIAA	<i>American Institute of Aeronautics and Astronautics</i>
ASE	Divisão de Sistemas Espaciais
CARAT	<i>Configurable Airspace Research and Analysis Tool</i>
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
C.L.P	Controlador Lógico Programável
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
CTA	Centro Técnico Aeroespacial
DLR	<i>Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt</i>
ESA	European Space Agency
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
I.H.M	Interface Homem Máquina
M.M.I	<i>Man Machine Interface</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
P.L.C	<i>Programmable Logic Controller</i>
ROSI	<i>Rocket Simulation</i>
SVO	Segurança de Voo
TDA	<i>Trajectory Dispersion Analysis</i>
U.C.P	Unidade Central de Processamento
VLS	Veículo Lançador de Satélites

LISTA DE SÍMBOLOS

D	Deslocamento
D_{uc}	Deslocamento em função do vento de cauda
D_{uf}	Deslocamento em função do vento frontal
D_{ul}	Deslocamento em função do vento lateral
E	Ângulo de elevação do lançador
E_0	Ângulo nominal de elevação
E_1	Ângulo de elevação corrigido para compensação dos ventos
f_i	Função pesagem do vento
i	Nível limite das camadas de altitude
I_0	Distância de impacto nominal sem influência dos ventos
I_1	Distância total de impacto do foguete
I_i	Distância de impacto com a influência dos ventos até uma determinada camada de altitude
I_n	Distância de impacto com a influência dos ventos até 20.000 metros
I_x	Distância de deslocamento do foguete
LO	Sentido Leste-Oeste
n	Camadas de altitude
NS	Sentido Norte-Sul
SGA	Sondagem de Grandes Altitudes
SBA	Sondagem de Baixas Altitudes
SBAr	Sondagem de Baixas Altitudes reduzida
tte	Efeito da inclinação do lançador
vb	Vento balístico
vb_C	Vento balístico de cauda
vb_F	Vento balístico frontal

v_{bL}	Vento balístico lateral
v_{uc}	Vento unitário de cauda
v_{uf}	Vento unitário frontal
v_{uh}	Velocidade do vento unitário
v_{ul}	Vento unitário lateral
α	Ângulo de azimute do lançador
α_a	Ângulo de azimute corrigido para compensação dos ventos
α_0	Ângulo nominal de azimute sem a influência dos ventos
α_b	Ângulo da direção do vento balístico
α_n	Azimute de impacto sofrendo a influência dos ventos até 20.000 m
α_i	Azimute de impacto sofrendo a influência de um vento constante
α_{uc}	Azimute para vento unitário de cauda
α_{uf}	Azimute para vento unitário frontal
α_{ul}	Azimute para vento unitário lateral
ϕ	Diferença do ângulo de correção do azimute
φ	Diferença entre os ângulos de azimute do vento balístico e nominal
Δ_{fi}	Peso do vento
ΔW	Deslocamento efetivo de impacto do foguete com influência do vento
ΔW_C	Deslocamento efetivo de impacto do foguete com influência do vento de cauda
ΔW_F	Deslocamento efetivo de impacto do foguete com influência do vento frontal
ΔW_L	Deslocamento efetivo de impacto do foguete com influência do vento lateral

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

LISTA DE SÍMBOLOS

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO	17
1.1 APRESENTAÇÃO	17
1.2 JUSTIFICATIVA.....	26
1.3 OBJETIVOS	30
1.4 METODOLOGIA	30
1.5 ESTRUTURA DO TRABALHO.....	31
CAPÍTULO 2 - CONCEITOS BÁSICOS	33
2.1 FOGUETES DE SONDAGEM	33
2.2 TRAJETÓRIA PREVISTA PARA FOGUETES DE SONDAGEM ...	34
2.3 DISPERSÃO DA TRAJETÓRIA	35
2.4 SEGURANÇA DE VÔO	36
2.5 CONTROLADORES LÓGICOS PROGRAMÁVEIS	37
2.6 INTERFACE HOMEM-MÁQUINA.....	39
2.7 ENCODERS.....	39
CAPÍTULO 3 - PESQUISA BIBLIOGRÁFICA.....	40
3.1 CENTROS DE LANÇAMENTO DE FOGUETES	40
3.2 MEIOS DE AJUSTE DO LANÇADOR	41
3.3 OBTENÇÃO DA DISPERSÃO DA TRAJETÓRIA	44
3.4 RESPONSABILIDADES DA SEGURANÇA DE VÔO.....	45
CAPÍTULO 4 - DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO	47
4.1 ARQUITETURA PROPOSTA.....	47
4.2 PROTÓTIPO DO LANÇADOR.....	55
4.3 INTEGRAÇÃO SOFTWARE E HARDWARE.....	57
4.4 FUNCIONAMNETO DO SISTEMA	58
4.5 CÁLCULO DO AJUSTE DO LANÇADOR.....	61
4.5.1 Pesagem do Vento.....	61
4.5.2 Cálculo do Vento Balístico e Unitário	62
4.5.3 Compensação do Vento.....	67
4.5.4 Cálculo do Ângulo de Azimute do Lançador.....	67
4.5.5 Cálculo do Ângulo de Elevação do Lançador.....	68
4.6 SOFTWARE PARA CÁLCULO DE DISPERSÃO	69
4.6.1 Descrição do Programa	69
4.6.2 Cálculo das Trajetórias Perturbadas.....	69
4.6.3 Cálculo da Área de Dispersão	71

4.6.4	Determinação dos Envelopes de Dispersão de Trajetória.....	72
4.6.5	Criação do Relatório de Dispersão de Trajetória	73
4.6.6	Execução do Programa TDA	73
4.6.7	Passos de Execução do Programa TDA	74
4.7	INFLUÊNCIA DO AJUSTE DO LANÇADOR NA TRAJETÓRIA ..	79
4.7.1	Foguete de Sondagem VSB-30	80
4.7.2	Foguete de Sondagem VS-30.....	82
4.7.3	Foguete de Sondagem VS-40.....	84
CAPÍTULO 5 - ENSAIOS PRÁTICOS		86
5.1	BANCADA DE SIMULAÇÕES DO PROTÓTIPO	86
5.2	PRINCIPAIS COMPONENTES DO PROTÓTIPO.....	87
5.3	DIAGRAMA DE LIGAÇÃO DO PROTÓTIPO.....	89
5.4	RESULTADOS DA SIMULAÇÃO	91
5.4.1	Simulações de Ajuste para o VSB-30	92
5.4.2	Simulações de Ajuste para o VS-30.....	93
5.4.3	Simulações de Ajuste para o VS-40.....	95
CAPÍTULO 6 - PROPOSTA DE AJUSTE DO LANÇADOR.....		97
6.1	DESCRIÇÃO DA PROPOSTA DE AJUSTE	97
6.2	COMPARAÇÃO ENTRE O SISTEMA ATUAL E PROPOSTO	100
CAPÍTULO 7 - COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES.....		107
7.1	TRABALHOS FUTUROS	109
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS		110
BIBLIOGRAFIAS CONSULTADAS		116
APÊNDICE 1 – DESENHOS MECÂNICOS DO PROTÓTIPO		119
APÊNDICE 2 – PROGRAMAÇÃO LADDER DO CLP		124
APÊNDICE 3 – CÁLCULO DE AJUSTE DO LANÇADOR.....		130
APÊNDICE 4 – RELATÓRIO TDA.....		136
APÊNDICE 5 – SONDAgens DE VENTOS		139
APÊNDICE 6 – POSICIONAMENTO DO LANÇADOR.....		142

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO

Este capítulo é composto pela apresentação, justificativa, objetivos, metodologia e estrutura do trabalho. Na apresentação do problema, é descrita a atual forma de operação do sistema de ajuste de lançadores de foguetes nos centros de lançamento. Na justificativa estão mencionados os principais aspectos que motivaram a escolha do tema abordado nesta tese. Nos objetivos do trabalho são apresentadas as propostas para melhorar o atual processo do citado sistema, com vista à minimização de erro e participação humana. Na metodologia são apresentadas as tarefas para a realização dos objetivos. Na estrutura do trabalho é descrito o conteúdo de cada capítulo.

1.1 APRESENTAÇÃO

Foguetes de sondagem não-controlados são lançados a partir de rampa inclinada ou trilho de lançamento, o qual é denominado de lançador. Esse lançador pode se mover em dois graus de liberdade, por meio de motoredutores, estabelecendo o ajuste dos ângulos de azimuth e elevação, conforme vistas apresentadas na figura 1.

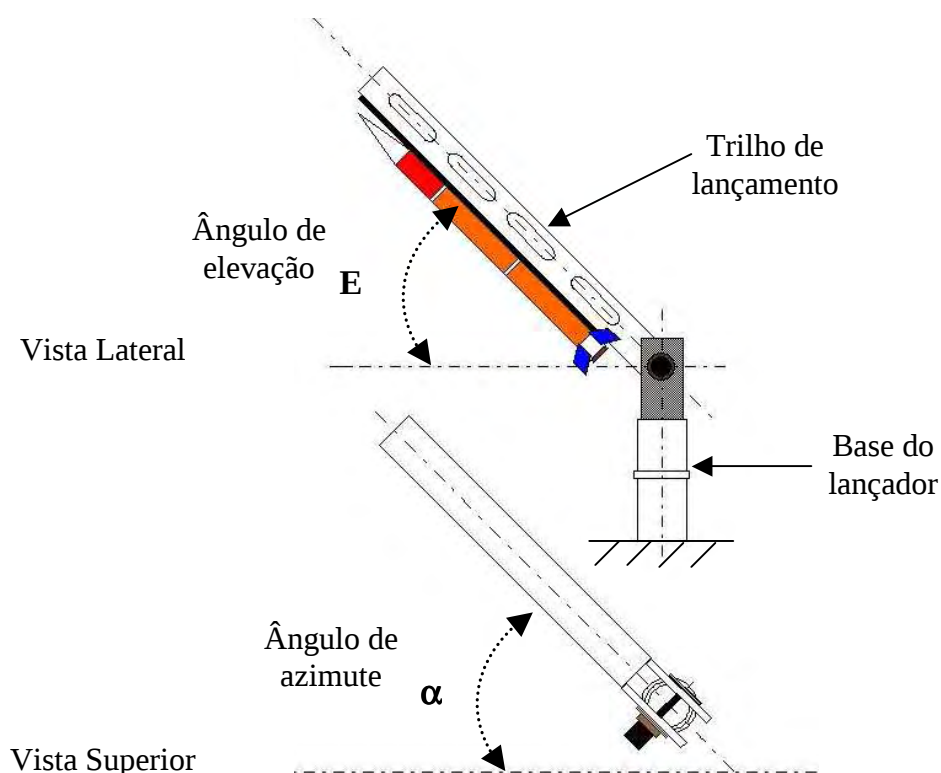


Figura 1 - Ângulos de elevação e azimuth do lançador

O ângulo de azimute de lançamento define a direção da trajetória. O ângulo de elevação de lançamento define principalmente os parâmetros de apogeu da trajetória e a distância de impacto do foguete. Um foguete não-controlado ao ser perturbado pelo vento desvia de sua trajetória prevista (GRINER, 1967). Para minimizar essa perturbação, é necessário ajustar os ângulos de azimute e elevação, para compensar o efeito causado pelos ventos. Os foguetes controlados não necessitam de tal ajuste, pois o sistema de controle desses foguetes tendem a corrigir as perturbações ocorrentes durante o voo.

No Brasil existem dois centros de lançamentos para foguetes de sondagem não-controlados, são eles: Centro de Lançamento de Alcântara – CLA, localizado em Alcântara no estado do Maranhão e o Centro de Lançamento da Barreira do Inferno – CLBI, localizado em Natal no estado do Rio Grande do Norte.

As atividades de lançamento de foguetes requerem conhecimento apropriado das condições meteorológicas, tais como a direção e velocidade dos ventos, ocorrência de precipitação, atividades convectivas próximas com descargas elétricas, nebulosidades, etc (FISCH, 1999). Nos principais centros de lançamentos de foguetes norte americanos, existe uma compilação completa dos principais elementos climáticos (JOHNSON, 1993). O vento pode influenciar em até 40% no dimensionamento dos atuadores aerodinâmicos de um foguete (FITZGIBBON; FISH, 1989).

O regime de ventos e a turbulência atmosférica na camada limite superficial têm sido objeto de grande interesse da meteorologia aeroespacial nas últimas décadas. Dessas características são extraídas informações básicas para o projeto e desenvolvimento de foguetes ou em análises das condições ambientais presentes, quando da ocorrência de lançamentos fracassados de foguetes, como por exemplo, os trabalhos de Uccellini et al., (1986) e Fichtl et al., (1988), relativos à explosão do ônibus espacial Challenger em 1986. Os dados de vento também são necessários para o cálculo da trajetória dos foguetes. Por exemplo, até 1000 m de altitude, 88% da influência na trajetória são devidas ao vento, enquanto que, acima de 5000 m de altitude, a influência do vento na trajetória é de 3 % (FISH, 1999).

Assim sendo, os ângulos de azimute e elevação do lançador para um determinado voo estão relacionados com a trajetória que se deseja para o foguete. Contudo, a

presença de vento pode desviar o foguete da trajetória prevista. Dessa forma, é necessário ajustar o posicionamento do lançador momentos antes do lançamento, para compensar o efeito do vento medido e assim, manter a trajetória dentro de tolerâncias previstas. As informações dos ventos em diversas camadas de altitude podem ser captadas por meio de anemômetros ou balões de sondagem atmosférica.

O anemômetro é um instrumento meteorológico usado para medir a direção e a velocidade do vento. A figura 2 mostra um tipo de anemômetro instalado em uma torre no CLBI. Os anemômetros são geralmente instalados em uma estrutura metálica, denominada torre, e distribuídos em determinados níveis de altitude.

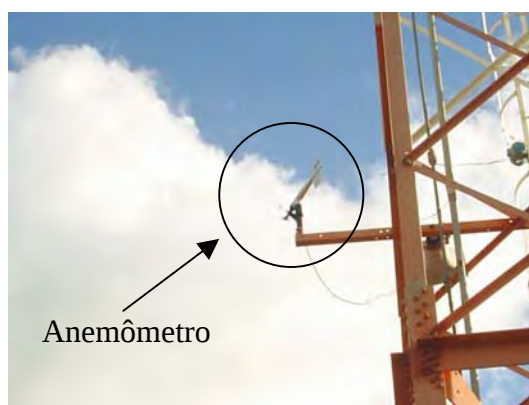


Figura 2 - Anemômetro instalado em torre

No CLA os anemômetros estão posicionados em seis níveis na torre, respectivamente a 48, 52, 58, 71, 85 e 112 metros de altitude medidos em relação ao nível do mar. A figura 3 ilustra uma torre com anemômetros dispostos em seis níveis.

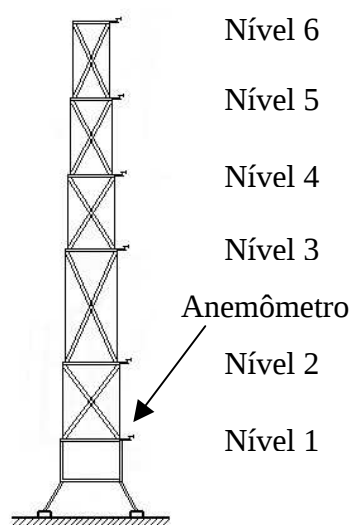


Figura 3 - Torre com anemômetros

Acima da torre as informações dos ventos podem ser captadas por meio de balões de sondagem atmosférica. Os balões de sondagem atmosférica, figura 4, transportam uma radiossonda, que emite informações de temperatura, pressão, umidade e posicionamento, que são captadas por meio de antenas. Informações de direção e velocidade do vento são obtidas pelo deslocamento do balão.

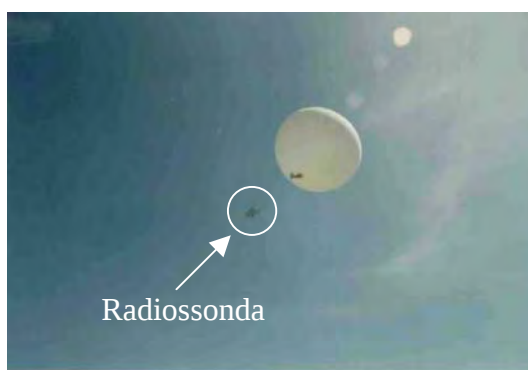


Figura 4 - Balão de sondagem atmosférica

A casamata é um setor construído com estrutura e paredes reforçadas, localizada nas proximidades dos lançadores de foguetes. Dela podem ser operados e monitorados o posicionamento do lançador, por meio do painel de disparo do foguete, entre outros sistemas. A figura 5 mostra um exemplo de vista interna de casamata (NASA GLENN RESEARCH CENTER, 2003, p.16).



Figura 5 - Casamata

A figura 6 mostra parte da sala de segurança de voo do CLA, a qual está localizada no prédio denominado por Centro de Controle. Essa sala possui vários sistemas que servem para dar os subsídios necessários para análise e tomada de decisões pela Segurança de Voo (SVO). É de extrema importância que os sistemas utilizados pela SVO sejam confiáveis e precisos (LOUIS, 2006, p.48).



Figura 6 - Sala de segurança de voo

As informações das características dos ventos, direção e velocidade, até 112 metros são captadas pela torre de anemômetros. Acima dessa altitude é necessário utilizar balões de sondagem atmosférica que podem capturar dados dos ventos até 30.000 metros.

Essas informações são transmitidas até um centro de processamentos de dados na central de meteorologia do Centro de Lançamento. Dessa central a cada 20 segundos, via modem, são enviadas as informações dos ventos da torre com anemômetros, e a cada cinco segundos as informações dos ventos coletadas pelos balões de sondagem atmosférica, essas informações são enviadas para um computador no centro de controle que por meio de um programa computacional, exemplo *software* GUARÁ (YAMANAKA; GOMES, 2001), processa as informações das características físicas do foguete e os ângulos previstos de posicionamento do lançador, e executa os cálculos dos ângulos de azimuth e elevação necessários para compensar os efeitos das perturbações causadas pelos ventos naquele instante. Após isso, o operador da SVO, localizado no Centro de Controle, de posse dessas informações, informa via telefone ou rádio, para o operador do lançador localizado na casamata, os valores de azimuth e elevação para que o mesmo possa executar os comandos necessários para efetuar o

novo posicionamento do lançador nos ângulos solicitados. A figura 7 mostra a arquitetura atual do sistema, utilizada para a realização do ajuste dos ângulos de azimute e elevação do lançador.

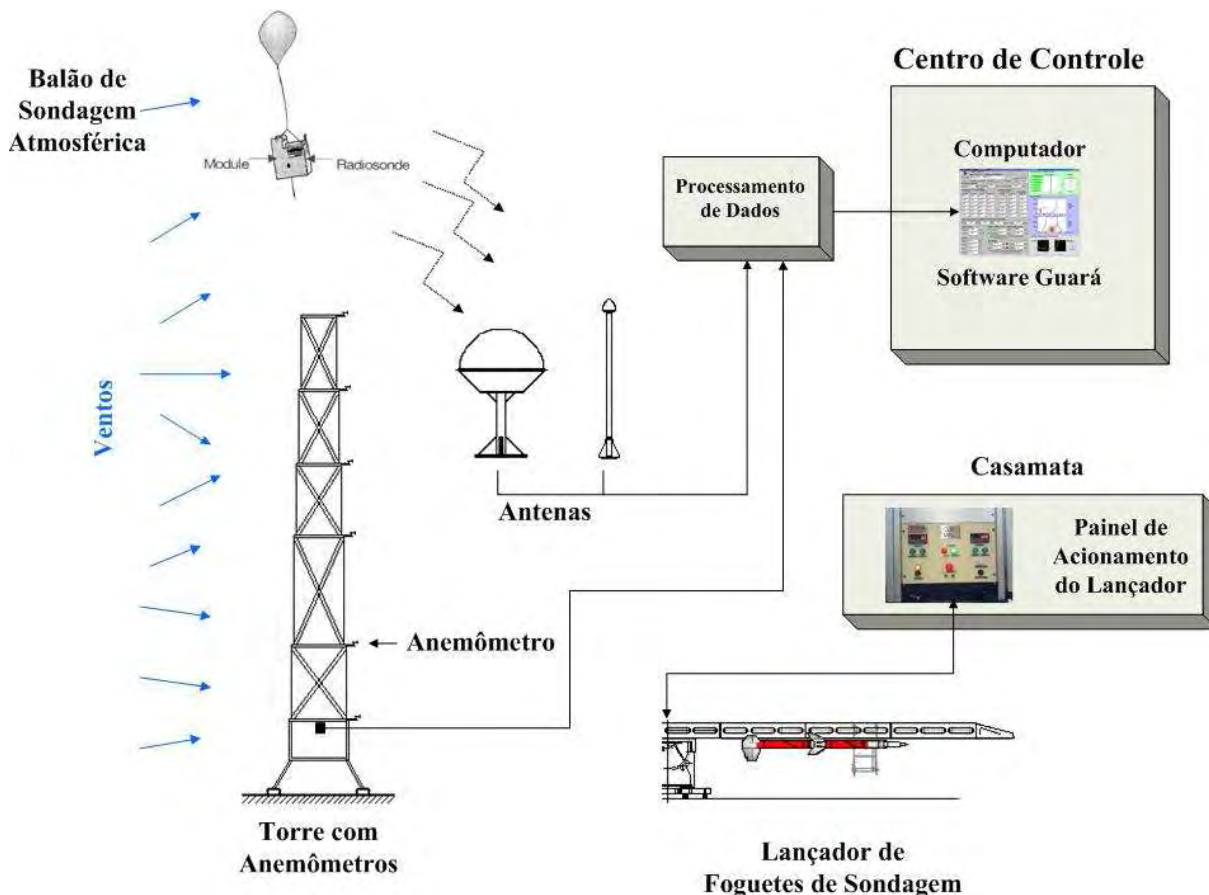


Figura 7 - Arquitetura atual do sistema

A figura 8 apresenta o diagrama de blocos representativo da atual seqüência de atividades necessárias para posicionar os lançadores de foguetes de sondagem, descritos nesta subseção, quanto aos seus ângulos de azimute e elevação. Conforme descrito, a seqüência de eventos necessárias para realizar o posicionamento do lançador é totalmente dependente das informações fornecidas pelo operador da SVO, via telefone, por meio dos cálculos de ajuste executados pelo *software* GUARÁ, ao operador do lançador que manuseia o painel de acionamento do posicionamento do lançador da casamata, e realiza as correções necessárias dos ângulos de azimute e elevação, conforme solicitado pelo operador da SVO. Atualmente, nos centros brasileiros o operador da SVO não possui nenhum dispositivo que possibilite obter informações, de forma direta do posicionamento atual dos ângulos de azimute e

elevação. Qualquer erro de interpretação entre os operadores da SVO e do lançador poderá ocasionar erro no ajuste do posicionamento do foguete no lançador, e conseqüentemente poderá provocar desvio da trajetória prevista para o foguete. Esse atual processo necessita um adequado entrosamento entre os operadores, pois além dessa atividade de ajuste do lançador, ambos possuem outras obrigações que demandam tempo. Atualmente, devido a esses fatores, é necessário antecipar a última correção do lançador em até sete minutos. Os centros de lançamento no Brasil e em vários centros de lançamento de foguetes pelo mundo utilizam uma metodologia similar a essa descrita, para correção do posicionamento do lançador.

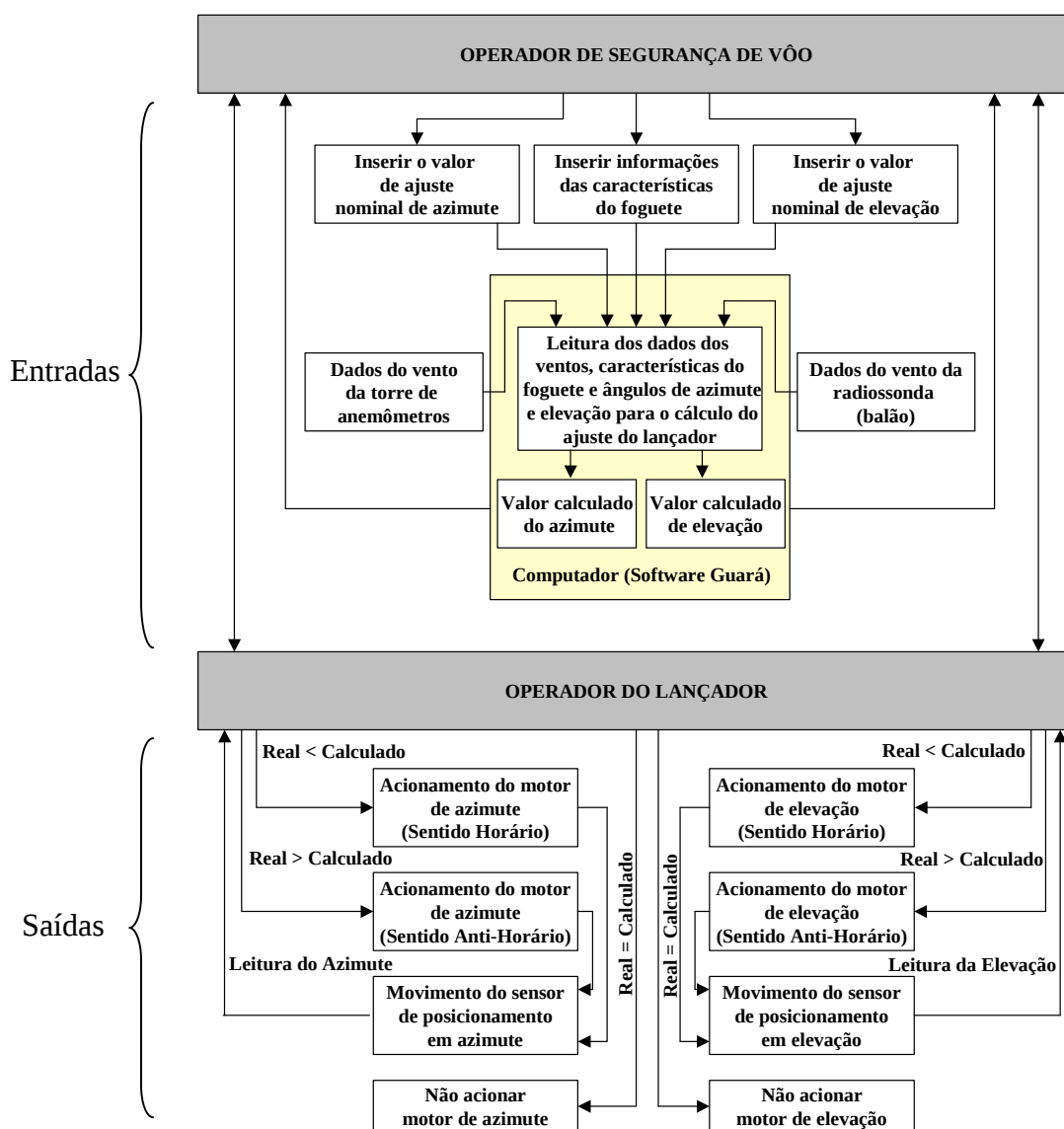


Figura 8 - Diagrama de blocos da atual seqüência de atividades

No capítulo 3, são mencionadas as pesquisas bibliográficas realizadas para aquisição de informações sobre o modo de operação dos lançadores de foguetes de sondagem, nos centros de lançamentos brasileiros e estrangeiros. Foram realizadas também visitas técnicas e participações em missões de lançamento de foguetes em centros brasileiros, para aquisições dessas informações. A figura 9 mostra um painel de comando utilizado atualmente para o acionamento dos motores e leitura do posicionamento dos ângulos de azimute e elevação de lançadores de foguetes. O acionamento é realizado por meio de dois botões e a leitura por mostrador eletrônico para cada ângulo. Embaixo de cada mostrador de ângulo existem botões que, quando acionados, movimentam o lançador para a posição desejada. A evolução da movimentação pode ser acompanhada pelos mostradores eletrônicos de ângulos. O painel também possui outros recursos, tais como: Botão de emergência, fusíveis de proteção do painel, chave seletora para ligar ou desligar o painel, com lâmpada de identificação de ligado, botão de teste de painel e uma lâmpada de comando local.



Figura 9 - Painel de comando do lançador

A janela principal do *software* GUARÁ, figura 10, foi desenvolvido em linguagem Visual Basic® (MICROSOFT, 1995), por pesquisadores brasileiros no

IAE, para o uso no CLA. O GUARÁ possui rotina para efetuar o cálculo do ajuste do lançador a partir dos dados de vento de superfície, provenientes de medidas captadas por meio de uma torre de anemômetros com 112 metros de altura, e dos dados de vento provenientes de medidas realizadas na atmosfera por meio de radiossondas, utilizando balões até 30.000 metros de altitude. Trata-se de um processo de compensação do vento, também conhecido como técnica de compensação. Essa técnica utiliza um método matemático para o ajuste do lançador em relação ao vento predominante, que será descrito no capítulo 4, cujo objetivo é alcançar os ângulos nominais de vôo, em azimuth e elevação. A figura 10 mostra a versão 4.1 da interface do *software* GUARÁ, com a indicação de seus principais módulos.

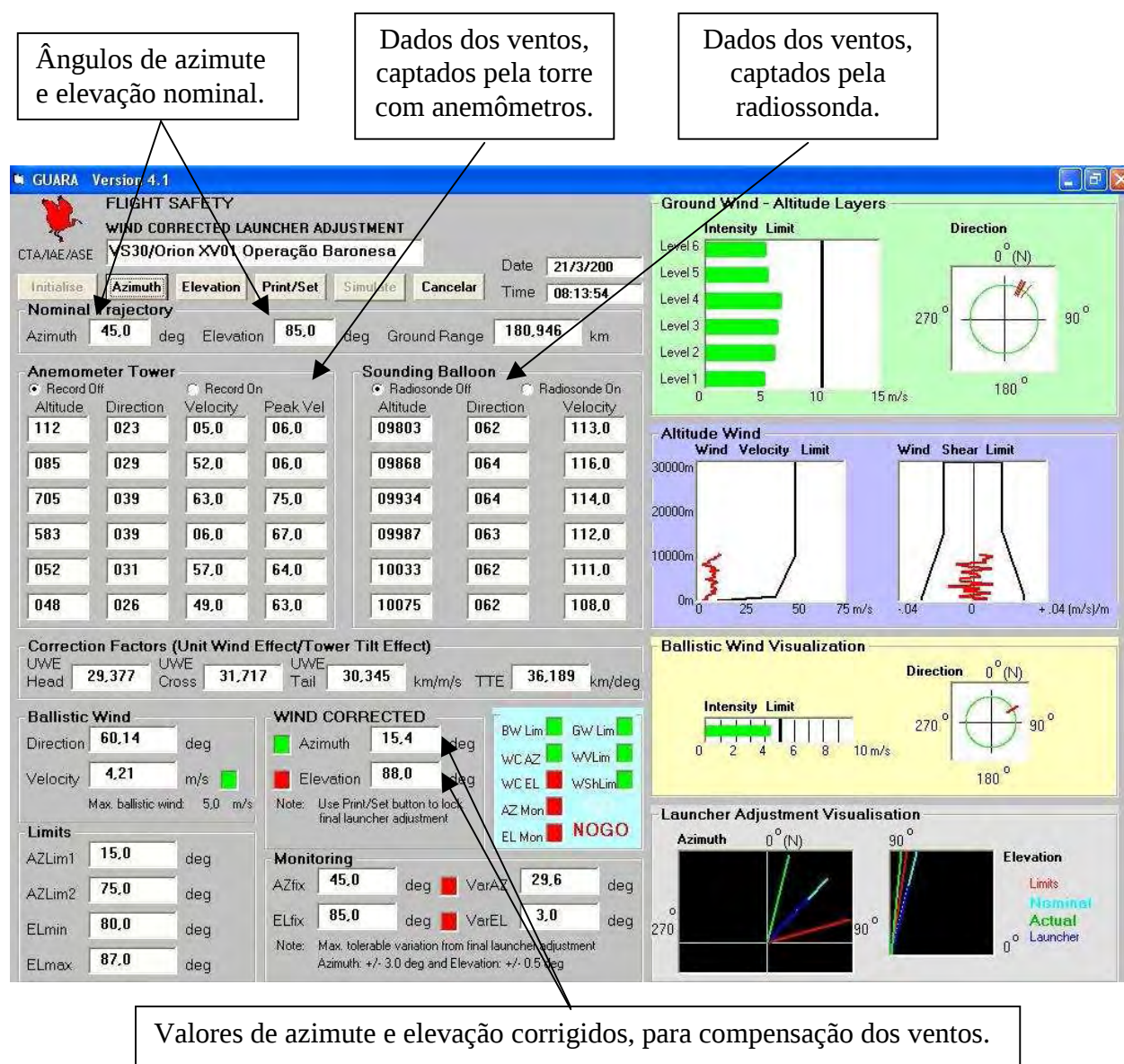


Figura 10 - Interface do *software* GUARÁ

A versão 1.0 desse *software* foi testada e validada durante a campanha de lançamento de foguetes denominada GUARÁ, na qual teve a participação da *National Aeronautics and Space Administration* – NASA, no período de agosto a outubro de 1994. Desde então, o programa tem sido aplicado e aprimorado com sucesso nas operações de lançamento de foguetes de sondagem. Conforme observações registradas durante a sua aplicação, várias melhorias foram introduzidas e alguns limites corrigidos. Assim, a versão 3.2 do mencionado *software*, homologada em maio de 2001, sofreu a introdução de importantes recursos para o usuário e incorporou uma nova interface, transformando-se na versão 4.1 em junho de 2006. Essa versão foi testada e aplicada com sucesso no Centro de Lançamento de Esrange na Suécia, durante a campanha de lançamento do foguete VSB-30 V03 / TEXUS 43, em maio de 2006.

1.2 JUSTIFICATIVA

O desenvolvimento e aperfeiçoamento das condições de lançamento de foguetes nas últimas décadas foram praticamente concentrados nas linhas de foguetes tripulados e lançadores de satélites em diversas órbitas espaciais, pois esses exigem tecnologias e controles refinados, principalmente na área de segurança de voo e solo. Os foguetes de sondagem não foram esquecidos, mas a grande maioria das publicações de inovações, no que se diz respeito a técnicas de lançamento de foguetes não-controlados, foram feitas até o final do século passado. Nesse período foram realizados diversos trabalhos relacionados a sondagens atmosféricas, que tiveram como principais objetivos descobrir as condições atmosféricas, tais como pressão, umidade, gravidade, temperatura, entre outras propriedades, em diversos pontos estratégicos do planeta. Esse conhecimento é de suma importância em diversos campos da ciência, sendo que muitos bancos de dados, como por exemplo, os de informações gravitacionais feitos naquela época ainda são atualmente utilizados.

Nos últimos anos, os estudos científicos na área de microgravidade vêm ganhando força. Esse ambiente é adequado para o desenvolvimento de novas tecnologias, como novos materiais ultra-resistentes, elaboração de novos medicamentos, etc. O ambiente de microgravidade providencia a base para um

laboratório único na qual os cientistas podem investigar os três estados fundamentais da matéria: sólido, líquido e gasoso. As condições de microgravidade permitem que os cientistas observem e explorem fenômenos e processos que são normalmente camuflados pelos efeitos da gravidade terrestre.

Há 20 anos a Agência Espacial Européia (*European Space Agency – ESA*) trabalha com assuntos relacionados a microgravidade (WALER, 2000). Parte dos experimentos em microgravidade é enviada à estação espacial, entretanto esses necessitam de uma ampla qualificação em terra gerando aumento de custo. Além disso, a janela de oportunidades para o envio de experimentos para a estação espacial é bem restrita e cara. Isso tem aumentado a procura por foguetes de sondagem nos últimos anos. O Brasil, por exemplo, mantém uma parceria com a Alemanha no fornecimento de motores para foguetes de sondagem. No ano de 2005, o Brasil, por intermédio do Instituto de Aeronáutica e Espaço - IAE, obteve a qualificação do foguete de sondagem VSB-30, aprovado para lançamentos na Europa (MONTENEGRO, 2005).

O crescimento da procura por foguetes de sondagem para pesquisas em ambiente de microgravidade justifica a preocupação pela manutenção e melhorias das condições dos centros de lançamentos. Grande parte desses foguetes não são controlados, ou seja, uma vez lançado não é possível mudar sua trajetória de voo. No passado, nas vizinhanças dos centros de lançamento, mais precisamente nos centros brasileiros, não existia grande concentração de pessoas e quase não havia tráfego aéreo e marítimo. Hoje em dia, com o aumento principalmente desses fatores, aumentam-se as preocupações com a segurança, o que acarreta controles rígidos das incertezas de todos os parâmetros que envolvem um lançamento de foguete não-controlados. Essa classe de foguetes necessita ser aerodinamicamente estável, ou seja, o centro de gravidade (CG) deverá estar situado entre o centro de pressão (CP) e a ponta do foguete. Isso significa dizer, resumidamente, que a margem estática será positiva (SIELAWA, 1972). Quando ocorrer algum tipo de perturbação, o foguete deverá ser capaz de se estabilizar e continuar o voo. A perturbação pode ocasionar um aumento da dispersão dos resultados de desempenho de voo e da área de impacto das partes alijadas. Além disso, esses foguetes saem em baixas velocidades do lançador (BURCHETT,

COSTELLO, 2002), pois quanto menor a velocidade do foguete nas primeiras camadas de altitude, maior é a sua vulnerabilidade a perturbações dos ventos.

A trajetória de voo de um foguete de sondagem não-controlado pode ser influenciada por perturbações internas e externas. Dentre as perturbações internas destacam-se: 1) excentricidade do CG, em relação ao eixo de simetria do foguete, 2) desvio do jato propulsivo e 3) momentos oriundos do sistema de separação de estágios. A principal perturbação externa é o efeito das rajadas de vento ou do cisalhamento do vento (PALMERIO, 2002). A ação do vento é um dos itens mais difíceis de se administrar, pois trata-se de um fenômeno da natureza.

Nos trabalhos de cálculo de trajetória, além da necessidade de se obter informações de voo relacionadas com desempenho, rotação, pressão dinâmica, entre outros, é necessário realizar estudos de dispersão da trajetória. No cálculo da trajetória de foguetes, estão inseridos todos os parâmetros de incertezas em potencial de um foguete, tais como: dados aerodinâmicos, empuxo dos motores, variação de massa, posicionamento do lançador, etc. Os principais objetivos dos estudos de dispersão da trajetória são: 1) informar as possíveis variações de desempenho de voo do foguete e 2) calcular a área de dispersão de impacto de todas as partes do foguete. Esse impacto pode ocorrer em solo ou mar.

Os trabalhos relacionados à área de dispersão de impacto de foguetes constituem uma das principais preocupações em uma campanha de lançamento, pois envolvem atividades que necessitam de apoio da Marinha e Aeronáutica. Existe a necessidade de informar com antecipação as áreas de provável impacto das partes do foguete, para que os órgãos competentes possam realizar e notificar as interdições de áreas terrestres, aéreas e marítimas. Quanto maiores essas áreas, proporcionalmente maiores problemas se manifestam, como por exemplo, solicitar mudanças nas rotas do espaço aéreo e marítimo. As dificuldades aumentam quando é necessário resgatar uma carga útil. O resgate no mar pode ser considerado o mais difícil, pois a carga útil pode afundar e se perder, caso a equipe de resgate não esteja a postos.

O vento é um dos parâmetros que mais proporciona desvio na trajetória de voo de um foguete de sondagem não-controlado. Para reduzir esse erro, os centros de lançamento de grande porte utilizam *softwares* especializados, baseados em

metodologias matemáticas, que a partir de medidas reais dos ventos, calculam os ângulos de posicionamento do lançador, com o objetivo de compensar tais perturbações. Mesmo com essa compensação, os sistemas e mecanismos atualmente disponíveis podem deixar uma margem de erro, tais como: 1) os sistemas de ajustes de lançadores conhecidos realizam as operações de posicionamento de forma não automática, 2) o último ajuste é feito de cinco a sete minutos antes do lançamento, sendo que nesse período é possível haver mudança nos ventos e 3) a comunicação entre o responsável pelos cálculos de correção dos ângulos de posicionamento do foguete e o responsável pela operação do lançador é feita de forma verbal e à distância (via telefone ou rádio), possibilitando erros de interpretação entre ambos.

Os sistemas e procedimentos na área de ajuste dos lançadores de foguetes não-controlados, para compensação dos efeitos dos ventos, podem ser melhorados, pois existe uma vulnerabilidade operacional que pode ser minimizada com o auxílio das técnicas de automatização de sistemas. Qualquer erro de comunicação, interpretação dos valores de ajuste do lançador ou mudança das características dos ventos em relação ao último ajuste que antecede o momento do lançamento, poderá resultar em uma trajetória diferente da prevista para o voo. Isso poderá acarretar em inúmeras consequências indesejáveis, tais como: aumento da dispersão do ponto de impacto, riscos de acidentes, dificuldades no resgate da carga útil, perda de desempenho do foguete, etc.

O erro humano é responsável por um número estarrecedor de incidentes na indústria e na aeronáutica (LASALA, FILGUEIRAS, GIGLEY & ULLMAN, 1997). Algumas pesquisas indicam uma média de 60% de incidentes que podem ser atribuídos à ação humana. Em alguns casos, esse número pode chegar a 90% (LEE, TILLMAN & HIGGINS, 1998). Sempre que a análise de um acidente conclui que houve erro humano, a tendência é reduzir a probabilidade dessa ocorrência pela substituição da ação do homem por equipamentos extremamente confiáveis, aumentando-se o grau de automatização (FILGUEIRAS, 1998).

Os meios de ajuste de lançadores de foguetes de sondagem não-controlados conhecidos e descritos na subseção 3.2 desta tese mostram que os sistemas de controle utilizados para esse fim não possuem realimentação das informações atuais do

posicionamento do lançador, portanto são considerados como sistemas de controle de malha aberta. Esses sistemas somente poderão ser utilizados na prática se a relação entre a entrada e a saída for conhecida e se não houver distúrbio interno ou externo (OGATA, 2003). A automatização utilizando Controladores Lógicos Programáveis - C.L.P em sistemas de controle em malha fechada minimiza possíveis distúrbios ocasionados por eventuais erros humanos nesse processo.

1.3 OBJETIVOS

O objetivo principal deste trabalho é propor uma arquitetura capaz de automatizar lançadores de foguetes de sondagem não-controlados, com o propósito de diminuir o intervalo de tempo entre o ajuste final do lançador e o instante de lançamento, contribuindo na diminuição das tolerâncias de azimuth e elevação utilizadas pela Segurança de Vôo, para a realização do ajuste do final do lançador, minimizando a dispersão do ponto de impacto das partes do foguete e a interferência humana durante esse processo.

De forma geral a proposta é oferecer facilidades para o usuário, especificamente para o responsável pela segurança de vôo, em missões de lançamento de foguetes de sondagem não-controlados, tais como: acessar remotamente informações sobre o atual posicionamento do foguete no lançador, a partir do centro de controle, corrigir o ajuste do posicionamento do lançador, para compensar a influência dos ventos de forma manual, semi-automática ou automática, obter resultados dos cálculos de dispersão de trajetórias de forma rápida e intuitiva e disponibilizando ao SVO um *software* de cálculo de dispersão da trajetória de fácil e rápida execução.

1.4 METODOLOGIA

Para atingir tais objetivos é proposto a execução das seguintes atividades:

- 1) Projetar e Construir um protótipo de um lançador “genérico” em escala reduzida, para realizar simulações operacionais de ajuste do lançador.
- 2) Obter informações sobre o código fonte do *software* GUARÁ (YAMANAKA; GOMES, 2001), responsável pelos cálculos de ajuste dos

lançadores, e descrever o modelo matemático, objetivando identificar como são executados os cálculos dos ângulos de correção do posicionamento do lançador de foguetes de sondagem não-controlados, quando sofrem a influência do vento.

- 3) Desenvolver um *software* para a realização dos trabalhos de cálculo de dispersão da trajetória de foguetes de sondagem não-controlados, por meio de resultados de “n” simulações de perturbação da trajetória.
- 4) Desenvolver rotinas no *software* “GUARÁ”, para interagir no ajuste do lançador, com o objetivo de integrar os valores de ajuste diretamente aos dispositivos de acionamento dos atuadores do lançador.
- 5) Integrar o *software* GUARÁ com o *hardware* do protótipo.
- 6) Testar e registrar o funcionamento do sistema.

1.5 ESTRUTURA DO TRABALHO

O primeiro capítulo é composto pela apresentação, justificativa, objetivos, metodologia e estrutura do trabalho. Na apresentação do problema, é descrita a atual forma de operação do sistema de ajuste de lançadores de foguetes nos centros de lançamento. Na justificativa estão mencionados os principais aspectos que motivaram a escolha deste tema. Nos objetivos do trabalho são apresentadas as propostas para melhorar o atual processo do citado sistema. Na metodologia são apresentadas as tarefas para a realização dos objetivos. Na estrutura do trabalho é descrito de forma resumida o conteúdo de cada capítulo.

O segundo capítulo tem como objetivo apresentar de forma resumida alguns dos principais conceitos sobre foguetes de sondagem, trajetória prevista, cálculo do ajuste do lançador, dispersão de trajetória, segurança de voo, Controladores Lógicos Programáveis, Interface Homem-Máquina e *encoder*. Esses conceitos formarão a base necessária para o leitor compreender a terminologia e os sistemas utilizados nesta tese.

O terceiro capítulo tem como principal objetivo descrever o estado da arte de sistemas relacionados com esse trabalho. A pesquisa bibliográfica visou principalmente identificar: 1) os centros de lançamento de foguetes de sondagem

instalados pelo mundo, 2) como são realizados os ajustes nos lançadores de foguetes de sondagem nesses centros, para compensar os efeitos das perturbações dos ventos, 3) os recursos disponíveis para os cálculos de dispersão de trajetórias, e 4) as responsabilidades da segurança de vôo em lançamentos de foguetes de sondagem.

O quarto capítulo é composto pelo desenvolvimento do trabalho que mostra a arquitetura proposta para o sistema, o protótipo projetado para a realização dos ensaios práticos, a integração *software* e *hardware*, a lógica de operação proposta, o método de cálculo do ajuste do lançador, o desenvolvimento de um programa de cálculo de dispersão da trajetória e o estudo da influência do lançador na trajetória de foguetes.

O quinto capítulo mostra a aplicação prática do sistema, com a apresentação da bancada de simulações do protótipo de lançador de foguetes não-controlados, os principais componentes do protótipo, o esquema de ligação do protótipo e os resultados das simulações, para analisar o comportamento de todo o processo para validar a aplicação da atualização do sistema automático proposto.

No sexto capítulo é apresentada uma proposta de procedimento para a realização do ajuste automático do lançador.

No sétimo capítulo são apresentados comentários e conclusões do trabalho e algumas sugestões para trabalhos futuros.

O trabalho é finalizado com a apresentação de apêndices, contendo os desenhos mecânicos utilizados para a fabricação do protótipo, o programa em linguagem *ladder* do C.L.P detalhada e comentada utilizada para a automatização do protótipo, um exemplo numérico completo de um caso de ajuste do lançador, o relatório gerado pelo programa de dispersão da trajetória *Trajectory Dispersion Analysis* - TDA, e algumas vistas do protótipo em diversas posições.

CAPÍTULO 2 - CONCEITOS BÁSICOS

Este capítulo tem como objetivo apresentar de forma resumida conceitos sobre foguetes de sondagem, trajetória prevista, cálculo do ajuste de lançador, dispersão de trajetória, segurança de voo, Controladores Lógicos Programáveis, Interface Homem-Máquina e *encoder*. Esses conceitos formarão a base necessária para o leitor compreender a terminologia e os sistemas utilizados nesta tese.

2.1 FOGUETES DE SONDAGEM

Os foguetes de sondagem são veículos de pequeno porte, utilizados para missões suborbitais de exploração do espaço, capazes de lançar cargas úteis compostas por experimentos científicos e tecnológicos. O Brasil possui foguetes de sondagem operacionais que suprem boa parte de suas necessidades presentes, com uma história bem sucedida de lançamentos (IAE, 2006). Desde 1959, a NASA vem praticando pesquisas da ciência do espaço e da terra utilizando foguetes de sondagem, para testar os instrumentos usados em satélites e em naves espaciais, para fornecer como por exemplo, informações sobre o sol, as estrelas, as galáxias, a atmosfera e a radiação da terra. (NASA SOUNDING ROCKET SCIENCE, 2006). Os foguetes de sondagem, figura 11, são basicamente divididos em duas partes principais: motor e carga útil.



Figura 11 - Foguete de sondagem VS-30

A partir de 1950, os foguetes de sondagem se tornaram um valioso meio para realizar pesquisas atmosféricas (DOUGHERTY, 2006). Os foguetes de sondagem vem

de um termo náutico "sondar", que significa fazer exame de medidas (MONTENBRUCK, et al., 2001).

2.2 TRAJETÓRIA PREVISTA PARA FOGUETES DE SONDAGEM

O cálculo da trajetória prevista ou nominal para foguetes de sondagem é feito com base nos requisitos da missão e nos parâmetros, também nominais, do foguete, sem considerar as perturbações decorrentes do voo, tais como: os ventos, desalinhamento de tubeiras, efeitos de separações de estágios, entre outros. Os principais requisitos de uma missão são: local de lançamento, tipo de trilho de lançamento, valores máximo e mínimo de ajustes em azimuth e elevação do foguete no trilho de lançamento, rotação, separação do motor, recuperação do motor e/ou carga útil, atuação de pára-quedas, área de dispersão de impacto, etc. Os parâmetros principais do foguete, necessários para o cálculo da trajetória nominal são: dados aerodinâmicos, dados de propulsão do(s) motor(es), dados de massa, centro de gravidade, inércia, etc. De posse de todos os parâmetros e dados pertinentes ao foguete, é possível calcular a trajetória prevista. Existem vários *softwares* que executam esse tipo de tarefa, como por exemplo, *Rocket Simulation – ROSI* (KRAMER, CRAUBNER e ZIEGLTRUM, 1976). Com os resultados dos cálculos de trajetória, pode-se conhecer o desempenho do foguete e a projeção da trajetória na superfície. Como forma de exemplo, considere as figuras 12 e 13.

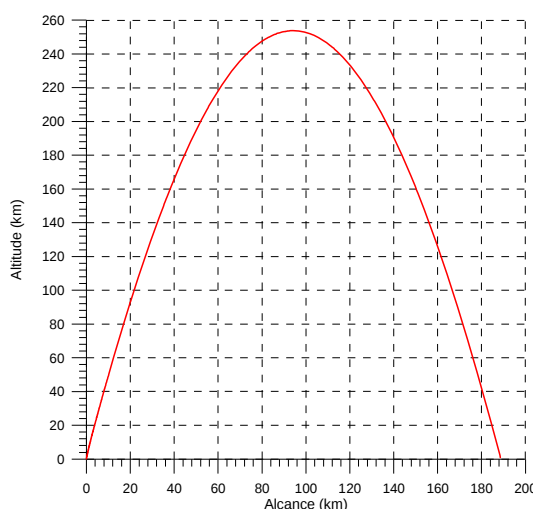


Figura 12 - Desempenho do foguete

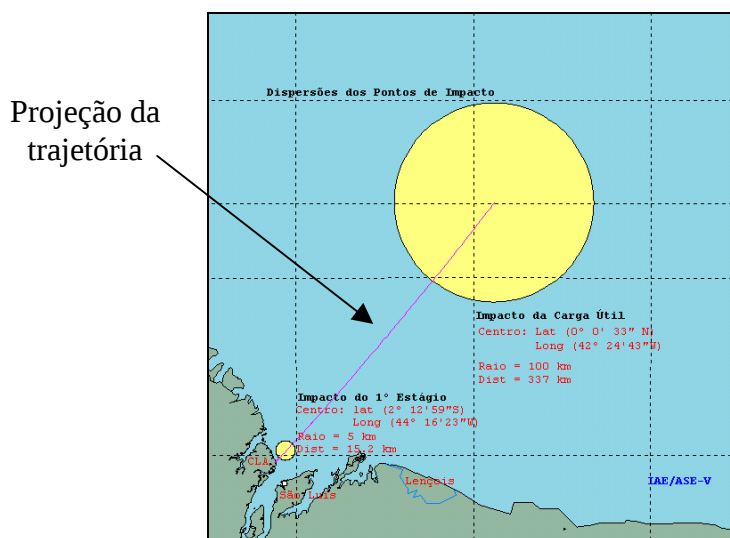


Figura 13 - Projeção da trajetória

Além dessas, outras informações podem ser acessadas para o estudo da trajetória nominal, tais como elevação e azimuth de vôo, coordenadas X,Y e Z, margem estática, pressão dinâmica, velocidade, etc.

2.3 DISPERSÃO DA TRAJETÓRIA

Em lançamentos de foguetes de sondagem é necessário estabelecer limites de segurança. A dispersão da trajetória é um dos itens mais importantes para os trabalhos relacionados a segurança de vôo, pois é a partir dessas informações que são possíveis determinar as áreas de colisões das partes do foguete no solo e mar. A partir dos cálculos da trajetória, com base nos requisitos da missão e dos parâmetros nominais do foguete, é possível se obter a trajetória nominal. A trajetória real pode ser diferente da nominal, devido a variações nos parâmetros nominais usados para o cálculo, pois existem fatores perturbadores que podem ser de origem interna do foguete (variação no arrasto, empuxo, massa e desvio do vetor empuxo) e de origem externa (vento, imprecisão do lançador, sequência de eventos, entre outros).

Segundo James (1961) os principais parâmetros que contribuem com a dispersão da trajetória são os desalinhamentos oriundos das montagens ou fabricação dos foguetes e os ventos. O método de cálculo da dispersão da trajetória de foguetes de sondagem pode considerar cada fator perturbado isoladamente, ou seja, é especificado um valor de desvio padrão para cada um deles, resultando um envelope de trajetórias.

Desse envelope é possível calcular uma área que abrangerá todos os pontos de impactos de cada trajetória perturbada e calculada, conforme o exemplo ilustrado na figura 14, (HALL, 2002).

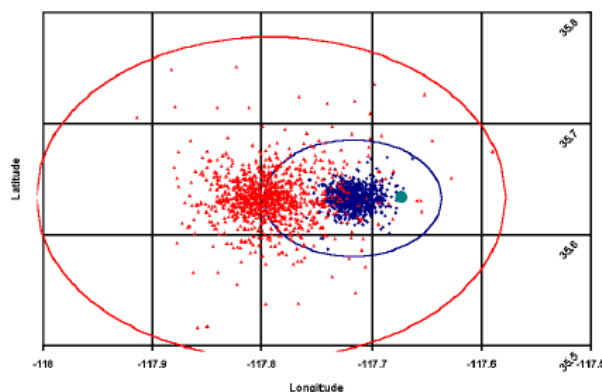


Figura 14 - Gráfico da área de dispersão do ponto de impacto

2.4 SEGURANÇA DE VÔO

A segurança de vôo de foguetes de sondagem ou veículos lançadores de satélite consiste na atividade de maior responsabilidade em campanhas de lançamento. A Agência Espacial Brasileira – AEB, autarquia federal de natureza civil, criada pela Lei nº 8.854, de 10 de fevereiro de 1994, é a autoridade brasileira responsável pelo estabelecimento de regras de segurança para lançamentos espaciais a partir do território brasileiro, bem como pela fiscalização do cumprimento dessas regras.

Em operações de lançamentos de foguetes existem um conjunto de processos imprescindíveis associados a cada lançamento, como por exemplo, tratamento de dados de vôo, a localização do foguete, ajuste do lançador, meteorologia, funcionamento da carga útil, entre outros. Um item importante desses processos é a segurança, tanto de pessoas quanto do patrimônio e o meio ambiente. Esse processo envolve atividades antes, durante e após o lançamento. Nas atividades de veículos espaciais, existem também estudos relacionados ao impacto de algumas partes que são alijadas do foguete durante o vôo. A segurança de vôo é responsável por resguardar os locais onde provavelmente ocorrerão os impactos (LOUIS, 2006).

No regulamento de segurança de vôo da Agência Espacial Brasileira (AEB, 2005, p.4) foi estabelecido como objetivo da SVO garantir a segurança física de pessoas, bens públicos e privados, bem como do meio ambiente, durante operações de

lançamentos espaciais a partir do território brasileiro, compreendendo: 1) os operadores envolvidos e suas competências, 2) os requisitos de segurança de lançamento e 3) os processos para assegurar o atendimento aos requisitos estabelecidos.

2.5 CONTROLADORES LÓGICOS PROGRAMÁVEIS

O Controlador Lógico Programável - C.L.P ou em inglês *Programmable Logic Controller* - P.L.C, foi idealizado praticamente dentro da indústria automobilística americana, especificamente na *Hydronic Division* da *General Motors*, em 1968, devido à grande dificuldade de alterar a lógica de controle de painéis de comando a cada mudança na linha de montagem. Tais mudanças implicavam em gastos significativos de tempo e dinheiro. Esse controlador é indicado para lidar com sistemas caracterizados por eventos discretos, ou seja, com processos em que as variáveis assumem valores zero ou um (ou variáveis ditas digitais, ou seja, que só assumem valores dentro de um conjunto finito). Podem ainda lidar com variáveis analógicas definidas por intervalos de valores de corrente ou tensão elétrica.

Os C.L.P's estão muito difundidos nas áreas de controle de processos ou de automação industrial. No primeiro caso a aplicação se dá nas indústrias que utilizam processo contínuo, produtoras de líquidos, materiais gasosos e outros produtos. No outro caso a aplicação se dá nas áreas relacionadas com a produção em linhas de montagem, por exemplo na indústria automobilística.

O C.L.P pode ao mesmo tempo automatizar uma grande quantidade de informações, substituindo assim o homem com mais precisão, confiabilidade, custo e rapidez (NATALE, 1989, p.10). Esse equipamento eletrônico pode ser utilizado em sistemas de automação flexível. Permite desenvolver e alterar facilmente a lógica para o acionamento das saídas em função das entradas. Dessa forma, pode-se associar diversos sinais de entrada para controlar diversas cargas ligadas em pontos de saída (BORGES, 1998). Esse controlador é um sistema eletrônico digital, utilizado em indústrias para automação e controle (PLAZA, MEDRANO, 2006).

O C.L.P tem capacidade de comunicação de dados via canais seriais. Com isso podem ser supervisionados por *softwares* instalados em computadores formando

sistemas de controle integrados. Os componentes básicos de um C.L.P são: fonte de alimentação, processador e dispositivos de entrada e saída. A esses três componentes podem ser acrescentados periféricos como monitores, *displays*, teclado, impressoras, módulos de comunicação, módulos conversores, etc. Dependendo do tamanho e do fabricante, os componentes básicos podem vir num único encapsulamento ou em módulos separados, que podem estar juntos num mesmo bastidor ou separados (PUPO, 2002). Geralmente, os módulos do processador e fonte são montados em um local de controle central, enquanto que os módulos de entrada e saída estão localizados na área do processo em que deve atuar. As figuras 15 e 16, mostram a arquitetura básica e o diagrama em blocos representativo das principais fases de funcionamento de um C.L.P (CORETTI, 1998).

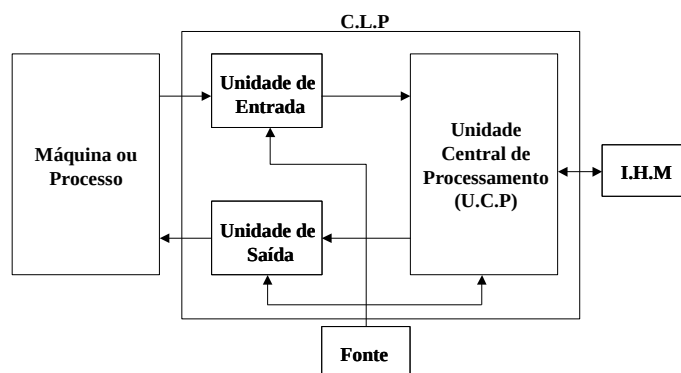


Figura 15 - Arquitetura básica de um C.L.P

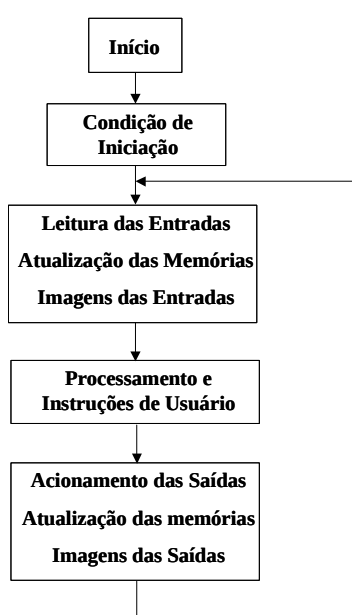


Figura 16 - Diagrama em blocos de funcionamento de um C.L.P

2.6 INTERFACE HOMEM-MÁQUINA

A Interface Homem-Máquina - I.H.M, em inglês *Man Machine Interface – M.M.I.*, faz parte do sistema computacional e determina o meio para as pessoas operem e acionem o sistema. Quando a interface é bem projetada, ela é compreensível e de fácil controle. Os usuários sentem-se satisfeitos e responsáveis pelas ações. A Interface Homem-Máquina é uma preocupação da indústria muito antes da existência de interfaces implementadas em computador. Existe muita experiência adquirida sobre o assunto como, por exemplo, a utilização de mais de um perfil do operador (usuário) e níveis de conhecimento ou experiência. A Interface Homem-Máquina pode apresentar para o usuário mensagens de acordo com as condições dos sinais de entrada e de saída, permitindo que o operador tome ciência da condição real do sistema que está sendo controlado. Normalmente esse recurso é utilizado para apresentar mensagens de emergência ou de parada por problemas técnicos (BORGES, 1998).

2.7 ENCODERS

Os *encoders* são sensores eletrônicos que se aplicam a monitoramentos de velocidades de eixo, motores e geradores. Também utilizados para medições de comprimento linear de fios, tecidos, posicionamento de sistemas, etc. Os *encoders* quando acionados geram pulsos, conforme o exemplo mostrado na figura 17.

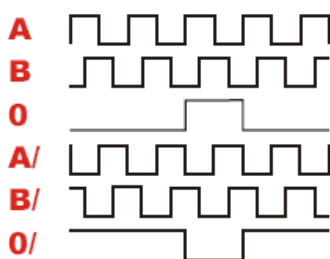


Figura 17 - Sinais gerados por um *encoder* incremental

Esses sinais são decodificados e utilizados, por exemplo, para definir o posicionamento de ângulos de azimuth e elevação em lançadores de foguetes de sondagem não-controlados.

CAPÍTULO 3 - PESQUISA BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo tem como principal objetivo descrever o estado da arte sobre assuntos relacionados diretamente com essa tese. A pesquisa se estendeu a consultas em diversos meios possíveis de informações e trabalhos técnicos relacionados com o tema da tese. Assuntos relacionados à engenharia de foguetes são geralmente restritos, por estarem quase que completamente atrelados aos ministérios de defesa dos países que fazem o uso dessa tecnologia. As informações relacionadas aos centros de lançamento do território brasileiro foram obtidas por meio de visitas técnicas e participações em missões de lançamento. A pesquisa bibliográfica visou principalmente identificar: 1) alguns dos principais centros de lançamento de foguetes de sondagem espalhados pelo mundo, 2) como são realizados os ajustes nos lançadores de foguetes de sondagem, para compensar os efeitos das perturbações dos ventos, 3) os recursos disponíveis para os cálculos de dispersão de trajetórias e 4) as responsabilidades da segurança de vôo em lançamentos de foguetes de sondagem.

3.1 CENTROS DE LANÇAMENTO DE FOGUETES

São reconhecidos como centros de lançamento no território nacional o Centro de Lançamento de Alcântara - CLA, e o Centro de Lançamento de Barreira do Inferno – CLBI (AEB, 2005).

Segundo a NASA *Sounding Rocket Sciences* (2006) são os seguintes centros de lançamentos de foguetes de sondagem usados pelo Estados Unidos da América desde 1980:

- Wallops Island, VA (Estados Unidos da América).
- Poker Flat, Alaska (Estados Unidos da América).
- Ft. Yukon, Alaska (Estados Unidos da América).
- Cape Perry, (Canadá).
- Andoya, (Noruega).
- Ny-Alesund, Spitzbergen (Noruega).
- Esrange, (Suécia).
- Ft. Churchill, (Canadá).

- Sondre Stromfjord, (Greenland).
- Punta Lobos, (Peru).
- Alcântara, (Brasil).
- Tortuguero, (Porto Rico).
- Kwajalein Atoll, (Marshall Islands).
- Kenya, (Africa).
- White Sands, NM (Estados Unidos da América).
- Woomera, (Australia).

Outros centros de lançamento de foguetes de sondagem suborbitais que estão em atividades pelo mundo são: Anhueng - Coreia do Sul, Balasore - Índia, Thumba - Índia, El Arenosillo - Espanha, Emamshabr - Iran, Haikou - China, Hama-Allepo - Síria, Negev - Israel, Nenoksa - Rússia, Sary Shagan – Cazaquistão, Ryori - Japão e Sonmiani - Paquistão (ENCYCLOPEDIA ASTRONAUTICA, 2006).

3.2 MEIOS DE AJUSTE DO LANÇADOR

Nos lançamentos de foguetes de sondagem não-controlados, realizados no Centro de Lançamento de Alcântara - CLA e no Centro de Lançamento da Barreira do Inferno - CLBI, o cálculo do posicionamento nominal do foguete no lançador é baseado nos estudos da trajetória nominal. De posse de todas as informações disponíveis do vento, em várias camadas de altitude, o operador de segurança de vôo, localizado no centro de controle do centro de lançamento, executa as tarefas necessárias para se obter os valores corrigidos de azimute e elevação, para compensar a influência do vento. Após essa atividade ele informa verbalmente, via telefone, ao operador do lançador, localizado na casamata, os valores finais para o posicionamento do foguete. Atualmente, o posicionamento é realizado de forma manual. Contudo, o foguete não é imediatamente lançado, por circunstâncias vinculadas principalmente a forma não automatizada para verificação e correção desse posicionamento. No intervalo de tempo decorrido entre o ajuste final da posição do foguete e o seu lançamento, o vento pode mudar de velocidade e direção, promovendo situação com potencial suficiente para causar desvio significativo na trajetória do foguete. Além da possibilidade de

discrepância entre os valores de ajuste do lançador, o operador de segurança de vôo, não recebe a informação do posicionamento atual do lançador, pois essa informação atualmente só é possível de ser obtida pelo operador do lançador localizado na casamata.

No regulamento de segurança para lançamentos espaciais a partir do território brasileiro (AEB, 2005), está previsto que uma das responsabilidades do operador de segurança de vôo é estabelecer e implantar instalações e equipamentos, bem como estabelecer e aplicar procedimentos específicos de segurança de vôo, que possibilitem assegurar que os riscos sejam compatíveis com os planos e regras de seguranças definidos, e que os riscos sejam adequadamente controlados. O maior risco encontrado, visando às atividades relacionadas ao ajuste do lançador, é não proporcionar a visualização da posição atualizada do lançador, pois caso ocorra algum tipo de erro de comunicação entre os operadores de segurança de vôo e do lançador, o foguete poderá ser ajustado em outra posição e conseqüentemente poderá ocorrer alguns riscos não previstos de segurança de vôo do foguete.

Em pesquisas realizadas por consultas a importantes profissionais que trabalham diretamente na área de lançamentos de foguetes, foram obtidas as seguintes informações:

- Segundo Viertotak (2005), *Project Manager of SSC Esrange Space*, em lançamentos de foguetes a partir de Esrange – Suécia, o lançador é ajustado para compensar a influência dos ventos. Essas informações são processadas por programas de computador, mas atualmente em Esrange na Suécia, o ajuste do lançador é feito de forma não automática, ou seja, manualmente.
- Segundo Baxter (2005), membro da *Reaction Research Society* e Vice Presidente da *Pacific Rocket Society*, localizado no Sul da Califórnia dos Estados Unidos da América, o sistema de ajuste de lançadores de foguetes de sondagem, para compensar a influência do vento, de seu conhecimento, não é feita de forma automática, mas sim mecanizada.
- Segundo Holthaus (2005) *CA Pyrotechic Operator of Friends of Amateur Rocketry* dos Estados Unidos da América, o lançador de foguetes de sondagem utilizado em suas operações de lançamentos, não possui um sistema de correção

do ajuste do lançador. Dependendo o tipo de foguete, principalmente quando esse possuir baixa velocidade de saída do lançador, é necessário fazer a correção dos ângulos de elevação e de azimute, pois quanto menor a velocidade de saída do foguete maior será a influência dos ventos na atitude de vôo. Quando necessária tal correção, essa é feita de forma manual.

- Segundo Burrows (2005), *Sr. Scientist & Professor of Department of Astronomy & Astrophysics - Pennsylvania State University* dos Estados Unidos da América, relatou que em todos os lançamentos de foguetes de sondagem que contou com sua participação, a forma de ajuste do lançador foram feitas de forma manual, para compensação da influência dos ventos.
- Segundo Dragoy (2006), *Range Safety Engineer of Andoya Rocket Range* da Noruega, relatou que existem dois lançadores de foguetes na Noruega. O lançador principal fica localizado em Andoya e o outro chamado lançador de “campo” na Ilha de *Spitzbergen* em *Ny-Alesund*. Os dois lançadores não possuem nenhum tipo de sistema automático para o ajuste dos lançadores. Todo o processo de ajuste é feito de forma manual.
- Segundo Jung (2006), *Head of Launch System and Flight Dynamics of Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt – DLR (German Aerospace Center)*, informou que no DLR existem três tipos diferentes de lançadores de foguetes de sondagem não-guiados. Todos esses são comandados de forma manual da casamata ou de *container* instalados nas proximidades do lançador. Todos os lançadores foram fabricados a 30 anos e necessitam de modernização. O último ajuste do lançador é realizado sete minutos antes do lançamento, obedecendo limites pré-determinados de segurança. Jung também relatou que a automatização do lançador pode de fato reduzir o tempo do último ajuste, e conseqüentemente haverá uma redução na área de dispersão do ponto de impacto das partes de um foguete.

De acordo com informações contidas em Arves, Jones, Kline, Smith, Slack e Bales (1997), em artigo publicado na AIAA - *American Institute of Aeronautics and Astronautics* sobre um programa de lançamento de quatro foguetes de sondagem

híbridos nas instalações da *NASA's Wallops Flight Facility*, ficou constatado que dentre os sistemas utilizados na operação de lançamento, especificamente o mecanismo de lançamento, é remotamente operado a partir da casamata. De acordo com essa informação, sabendo que normalmente os cálculos da compensação dos ventos são realizados no centro de controle e não na casamata, pode-se concluir que não existe um sistema automático para o ajuste do lançador, pois fica evidenciada uma similaridade com a forma de trabalho dos dois centros de lançamentos brasileiro, que por sua vez não possuem sistemas automáticos para o ajuste do posicionamento do lançador, como mencionado.

3.3 OBTENÇÃO DA DISPERSÃO DA TRAJETÓRIA

O *software* CARAT – *Configurable Airspace Research and Analysis Tool* (CHENG; DIAZ; SRIDHAR, 2003), é utilizado pela NASA em campanhas para lançamento de seus foguetes. Um dos objetivos desse *software* é dar suporte para facilitar a análise de missão realizada pela segurança de voo, tais como: trajetória, mau funcionamento de componentes, dispersão de destroços do foguete, controle de voo, limites de segurança, ventos, áreas de impacto, etc. Não foi possível encontrar informações sobre aquisição desse *software*.

O *software* SPLASH, desenvolvido nos Estados Unidos, possui grande precisão de cálculo de dispersão de trajetória de foguetes. Devido a essa precisão, o mesmo possui potencialidade de uso terrorista para o uso de bombas de longo alcance. No momento, esse *software* é somente oferecido para a civilização dos Estados Unidos da América. (APOGEE, 2006).

Em (THIRUMALAINAMBI; BARBINA, 2004) é descrito o desenvolvimento do *software Debris Dispersion Model using Java 3D*, concebido para os cálculos de dispersão dos destroços produzidos durante o voo do veículo *Space Shuttle* para operações na *Kennedy Space Center* na Flórida, Estados Unidos.

Em (SAGHAFI; KHALILIDELSHAD, 2003) é utilizado o método de Monte Carlo para simulação da dispersão do ponto de impacto de foguetes. Esse método utiliza modelo matemático de voo de um foguete e introduz incertezas estatísticas individuais em parâmetros do mesmo. Nesse trabalho, um conjunto de quarenta

parâmetros é selecionado em categorias diferentes incluindo: aerodinâmica, propulsão, vento, massa e inércia, dimensão e dados do lançador do foguete. Uma distribuição uniforme das incertezas é introduzida em torno dos valores nominais de cada parâmetro. As magnitudes das incertezas são definidas baseadas em uma análise individual de cada parâmetro, resultante de valores reais de voo.

3.4 RESPONSABILIDADES DA SEGURANÇA DE VÔO

Compete ao operador de segurança de voo, (AEB, 2005, p.12-13): i) proteger a integridade física das pessoas, as propriedades e o meio ambiente contra danos, que possam ser causados por um veículo lançador, durante a fase de lançamento, ii) minimizar os riscos de danos decorrentes de um veículo lançador, durante a fase de lançamento, iii) estabelecer, implantar e manter os planos e regras de segurança de voo a serem aplicadas na fase de lançamento, compatíveis com a legislação brasileira e com os planos e regras de segurança de superfície aplicáveis, iv) estabelecer competências, atribuições e requisitos de segurança de voo para os operadores de veículos espaciais envolvidos, v) estabelecer e implantar instalações e equipamentos, bem como estabelecer e aplicar procedimentos específicos de segurança de voo, que possibilitem assegurar que os riscos à segurança de voo sejam compatíveis com os planos e regras de segurança definido, e que os riscos sejam adequadamente controlados, vi) identificar os perigos, situações perigosas, avaliar os riscos à segurança de voo, analisar os riscos dos veículos lançadores, instalações, equipamentos e operações previstas, e eliminar os perigos e situações perigosas ou reduzir os riscos à segurança de voo a níveis aceitáveis, vii) administrar os riscos residuais à segurança de voo inerentes à fase de lançamento, viii) verificar a aplicação dos planos, regras e procedimentos específicos de segurança de voo, ix) aprovar os equipamentos embarcados de segurança de voo, ou constatar a aprovação realizada por organismo competente, x) aprovar o plano de voo de veículo lançador, incluindo trajetória nominal e dispersões. xi) contribuir para a elaboração e implantação dos planos de segurança quanto às situações de emergência relacionado à fase de lançamento, xii) informar às autoridades competentes sobre qualquer incidente ou acidente e participar de investigações, documentando as constatações, xiii) divulgar

para outros operadores as lições de segurança de vôo aprendidas; xiv) estabelecer e operar uma estrutura de segurança de vôo necessária à execução das atividades relativas às suas competências e xv) elaborar relatórios sobre a aplicação e cumprimento das regras de segurança de vôo, e encaminhá-los ao operador de segurança.

Segundo o Programa Oficial de Foguetes de Sondagem da NASA, o gerente da missão de vôo de um foguete de sondagem não-controlado é o responsável pela configuração de dados do foguete, tais como: métodos de compensação dos ventos, dados aerodinâmicos, informações propulsivas dos motores, dados de dispersão da trajetória, trajetória nominal, etc (GODDARD, 2005, p.92). Muitas dessas informações devem ser enviadas, na forma de um tipo de dossiê de lançamento, com dois meses de antecedência, para preparação de cronograma, testes e conseqüentemente a aprovação ou não para o lançamento.

CAPÍTULO 4 - DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO

Este capítulo é composto pelo desenvolvimento do trabalho que mostra a arquitetura proposta para o sistema automático de ajuste do lançador de foguetes, o protótipo projetado para os ensaios práticos, a integração *software* e *hardware*, a lógica de operação proposta, o método de cálculo do ajuste do lançador, o desenvolvimento de um programa de cálculo de dispersão da trajetória e o estudo da influência do lançador na trajetória de foguetes.

4.1 ARQUITETURA PROPOSTA

A figura 18 mostra a proposta de arquitetura para o sistema. As principais diferenças comparadas com a arquitetura atual do sistema, figura 7, são a inclusão do sistema de comunicação entre o centro de controle e a casamata, e a substituição do painel de acionamento da casamata pelo C.L.P e a IHM local.

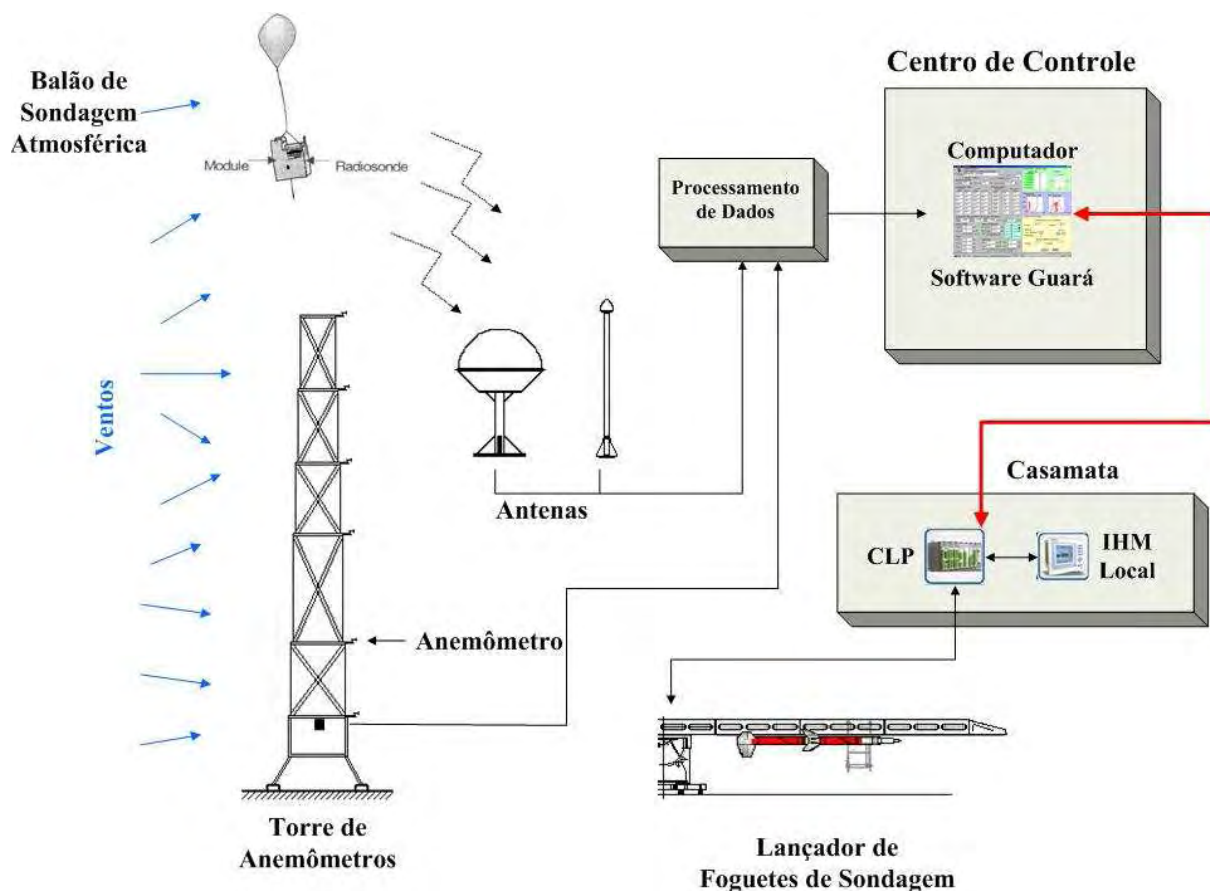


Figura 18 - Arquitetura proposta para o sistema

A figura 19 mostra outros detalhes da arquitetura proposta para o sistema, a qual utiliza o controle em malha fechada.

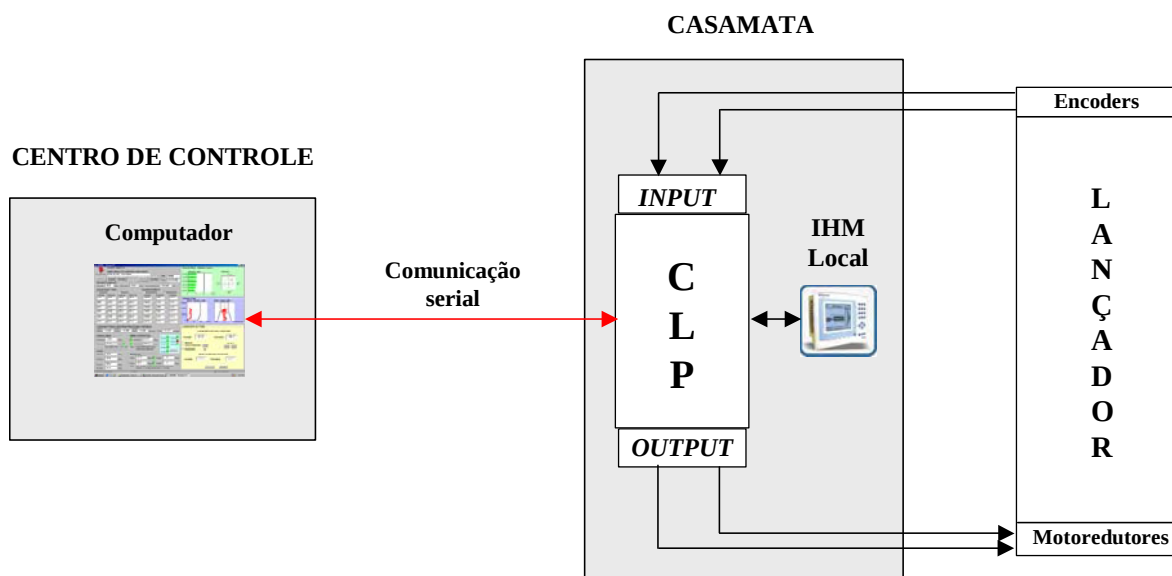


Figura 19 - Arquitetura do sistema de controle proposto

Com essa nova proposta, o lançador além de ser comandado da casamata por meio da I.H.M, também poderá ser comandado e monitorado pelo centro de controle, por meio do *software* GUARÁ, pois atualmente o lançador somente é monitorado e acionado da casamata e de forma não automática.

A transferência de informação entre o computador hospedeiro, que abriga o *software* GUARÁ, localizado no Centro de Controle, e o C.L.P, localizado na Casamata, poderá ser realizado com comunicação serial. Nos ensaios realizados com o protótipo, utilizou-se um cabo de configuração serial, apresentado no item 4.3 desta tese.

A I.H.M local substituirá todo o painel de comando, atualmente utilizado para a realização das manobras necessárias para o posicionamento do lançador. Dessa interface, o operador do lançador poderá também realizar essas manobras e visualizar a evolução das correções do posicionamento dos ângulos de azimuth e elevação do lançador, realizados pelo SVO do Centro de Controle pelo novo módulo de controle inserido no *software* GUARÁ.

O diagrama de blocos representativo de operação do sistema proposto, figura 20, mostra a inclusão do C.L.P que substitui as atividades executadas pelo operador do

lançador. Comparando esse diagrama com o diagrama do sistema atual, figura 8, é possível observar que o objetivo é integrar o *software* GUARÁ com as operações do C.L.P, afim de automatizar o processo de cálculo da correção dos ângulos de azimuth e elevação, para o posicionamento automático do lançador durante operações de lançamento de foguetes de sondagem não-controlados.

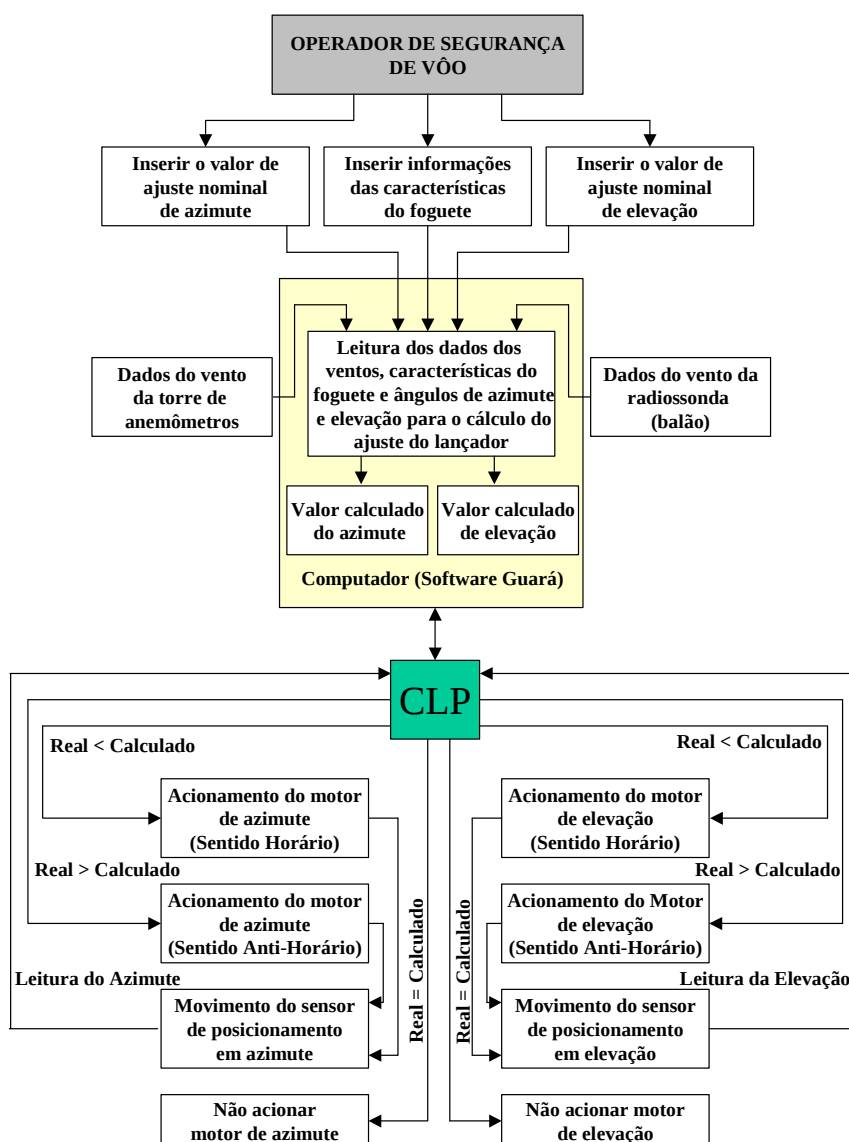


Figura 20 - Diagrama de operações proposto

A figura 21, mostra a nova interface do *software* GUARÁ, integrada com o módulo de controle do lançador, denominado *LAUNCHER SETTING*. Os valores da nova posição do lançador serão transferidos do *software* GUARÁ por meio da função *WIND CORRECTED*, para a função *NEW LAUNCHER POSITION* do módulo de

controle do lançador. Essas serão as principais informações que o módulo de controle necessitará para realizar a correção do lançador para compensar as influências do vento.

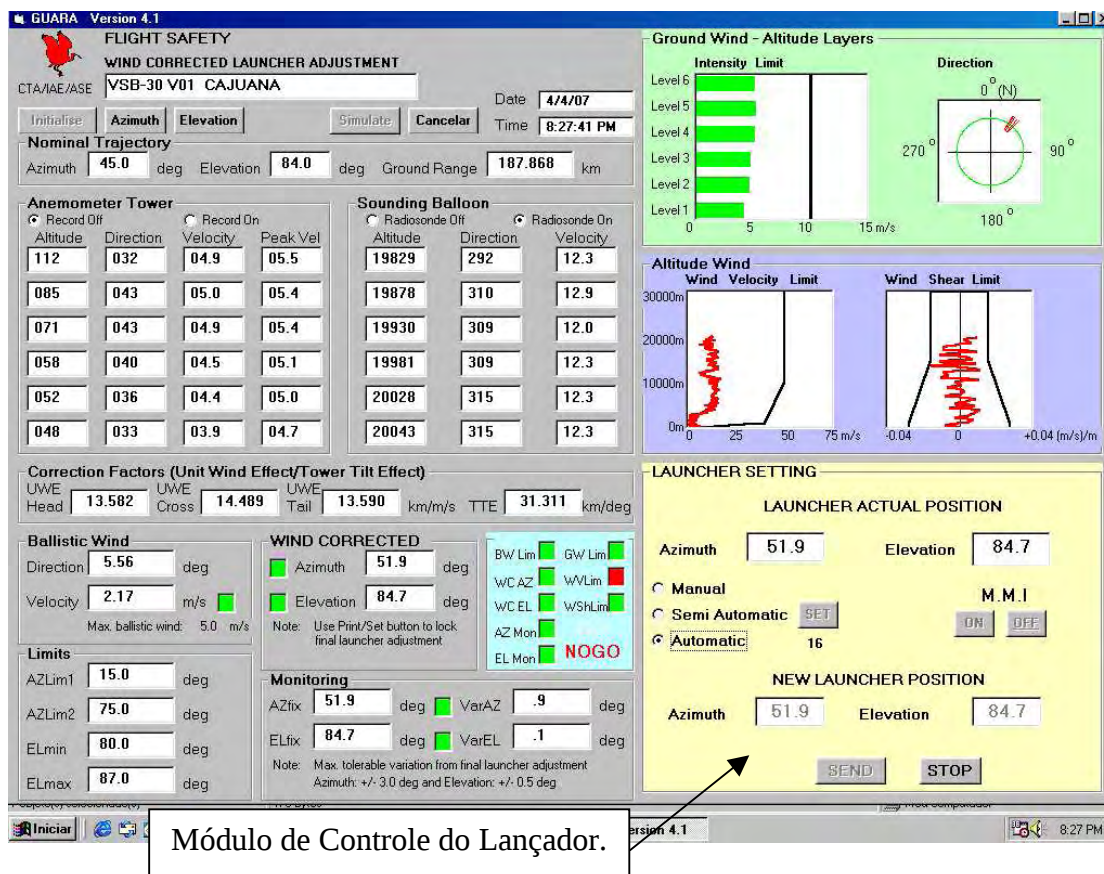


Figura 21 - Interface proposta para o software GUARÁ

No módulo de controle do lançador, a posição atual do posicionamento do lançador poderá ser vista no campo denominado (*LAUNCHER ACTUAL POSITION*). A posição desejada para esses ângulos são inseridas no campo denominado (*NEW LAUNCHER POSITION*). O botão *STOP* desse módulo possui a função de parar o sistema, quando ocorrer qualquer necessidade de interromper o funcionamento do sistema por segurança. Enquanto esse botão estiver acionado, não será possível movimentar o lançador. O módulo de controle poderá ser operado de três formas, conforme mencionado a seguir.

- Automática: o lançador será operado sem interferência humana, ativado pelo responsável pela segurança de voo. Após um intervalo de tempo estabelecido, o lançador receberá uma nova instrução de correção dos ângulos de azimuth e

elevação, e deverá executar essa operação de correção do lançador dentro desse tempo.

- Semi-automática: o lançador será operado com interferência humana, pelo operador da SVO, utilizando as informações de correção do lançador calculadas pelo *software* GUARÁ, no intervalo de tempo que o mesmo julgar conveniente.
- Manual: o lançador será operado com interferência humana. Os valores de posicionamento serão inseridos diretamente na função *NEW LAUNCHER POSITION* pelo operador da SVO ou pelo operador do lançador, por meio da I.H.M local na casamata.

Quando selecionado o modo automático, figura 22, as informações da nova posição do lançador e a ação de execução do novo posicionamento (botão *SEND*) serão atualizadas no intervalo de tempo escolhido pelo SVO automaticamente. A contagem regressiva desse tempo poderá ser visualizada, abaixo do botão *SET*.

The screenshot displays the 'LAUNCHER SETTING' window. It is divided into two main sections: 'LAUNCHER ACTUAL POSITION' and 'NEW LAUNCHER POSITION'. In the 'LAUNCHER ACTUAL POSITION' section, there are input fields for 'Azimuth' (51.9) and 'Elevation' (84.7). Below these are three radio buttons for mode selection: 'Manual', 'Semi Automatic', and 'Automatic' (which is selected). To the right of the 'Automatic' button is a 'SET' button and a 'M.M.I' section with 'ON' and 'OFF' buttons. Below the 'Automatic' button is a timer display showing '16'. The 'NEW LAUNCHER POSITION' section has identical 'Azimuth' (51.9) and 'Elevation' (84.7) input fields. At the bottom of the window are 'SEND' and 'STOP' buttons.

Figura 22 - Módulo de controle automático

Quando selecionado o modo semi-automático, figura 23, as informações da nova posição do lançador serão inseridas no módulo de controle toda vez que for acionado o botão *SET*. Depois será necessário ativar o botão *SEND* para a realização da operação.

LAUNCHER SETTING

LAUNCHER ACTUAL POSITION

Azimuth Elevation

☐ Manual
☒ Semi Automatic
☐ Automatic

M.M.I.

NEW LAUNCHER POSITION

Azimuth Elevation

Figura 23 - Módulo de controle semi-automático

O lançador também poderá ser operado de forma manual pelo responsável pela SVO. O botão *OFF*, do campo *M.M.I.*, deverá estar acionado, conforme figura 24. Essa opção somente deverá ser utilizada no período fora da contagem regressiva para o lançamento do foguete.

LAUNCHER SETTING

LAUNCHER ACTUAL POSITION

Azimuth Elevation

☒ Manual
☐ Semi Automatic
☐ Automatic

M.M.I.

NEW LAUNCHER POSITION

Azimuth Elevation

Figura 24 - Módulo de controle manual (Centro de Controle)

O lançador também poderá ser operado de forma manual pelo operador do lançador. O botão *ON*, do campo *M.M.I.*, deverá estar acionado, conforme figura 25. Essa opção poderá ser utilizada com o objetivo de auxiliar à manutenção, lubrificação, integração do foguete no lançador, etc.

The screenshot displays a software interface titled "LAUNCHER SETTING". It is divided into two main sections: "LAUNCHER ACTUAL POSITION" and "NEW LAUNCHER POSITION".

LAUNCHER ACTUAL POSITION:

- Azimuth:** 62
- Elevation:** 73.9
- Mode Selection:** Three radio buttons are present: "Manual" (selected), "Semi Automatic", and "Automatic". A "SET" button is located to the right of the "Semi Automatic" button.
- M.M.I. (Master Manual Interface):** Two buttons, "ON" and "OFF", are shown. The "ON" button is highlighted with a green border.

NEW LAUNCHER POSITION:

- Azimuth:** 67.7
- Elevation:** 80

At the bottom of the interface, there are two buttons: "SEND" and "STOP".

Figura 25 - Módulo de controle manual (Casamata)

O objetivo não é disponibilizar o módulo de controle manual (casamata) quando o foguete estiver sendo integrado e no período de contagem regressiva para o lançamento, por motivo evidente de segurança. Caso ocorra qualquer necessidade de manuseio do lançador pelo operador responsável na casamata, a contagem deverá ser interrompida e essa opção liberada pelo operador da SVO, do centro de controle, por meio do *software* GUARÁ, acionando o botão ON do campo M.M.I.

Mesmo quando a operação do lançador estiver sendo realizada na casamata, pelo operador do lançador, o operador da SVO, por meio do módulo de controle do *software* GUARÁ, poderá verificar a evolução do posicionamento do lançador, pelo campo *LAUNCHER ACTUAL POSITION*.

A I.H.M local instalada na casamata disponibilizará para o operador do lançador as informações da posição atual do lançador em azimuth e elevação (*ACTUAL POSITION*) e também a nova posição de azimuth e elevação (*NEW POSITION*), fornecido pelo *software* GUARÁ, nos modos automático (figura 22), semi-automático (figura 23) e manual (figura 24).

A figura 26 mostra o visor principal da I.H.M local, montado para os testes de simulações do protótipo de lançador de foguetes não-controlados. Nessa figura pode-se observar valores de azimuth e elevação atuais, e novos valores de posição para corrigir o sistema.



Figura 26 - Visor principal da I.H.M local

Da I.H.M local, figura 27, o operador do lançador poderá mudar os ângulos atuais de azimute e elevação de modo manual, acionando os botões K1, K2, K3 ou K4. Esses botões possuem as seguintes funções:

- K1: Acionamento do motor de azimute no sentido anti-horário.
- K2: Acionamento do motor de azimute no sentido horário.
- K3: Acionamento do motor de elevação no sentido anti-horário.
- K4: Acionamento do motor de elevação no sentido horário.

Essa forma é similar ao atual método utilizado para correção dos ângulos de azimute e elevação nos Centros de Lançamentos de foguetes de sondagem não-controlados, descritos nesta tese.



Figura 27 - Visor de instrução da I.H.M local

4.2 PROTÓTIPO DO LANÇADOR

O protótipo do lançador foi projetado e construído para avaliar a sistemática proposta neste trabalho. A definição do desenho para a fabricação do protótipo em escala reduzida, aproximadamente 1:100 do lançador, para as simulações de posicionamento dos ângulos de azimute e elevação, foram realizadas por meio de pesquisas em diversos *sites* na *internet* relacionadas com centros de lançamentos de foguetes de sondagem, visitas técnicas, participações em campanhas de lançamentos e consultas a especialistas do IAE.

A figura 28 mostra duas vistas do desenho do projeto do lançador que foi utilizado nas simulações práticas de ajustes dos ângulos de azimute e elevação. Os desenhos, materiais utilizados, medidas de cada peça projetada para construção deste protótipo, com todo detalhamento estão contidos no apêndice 1.

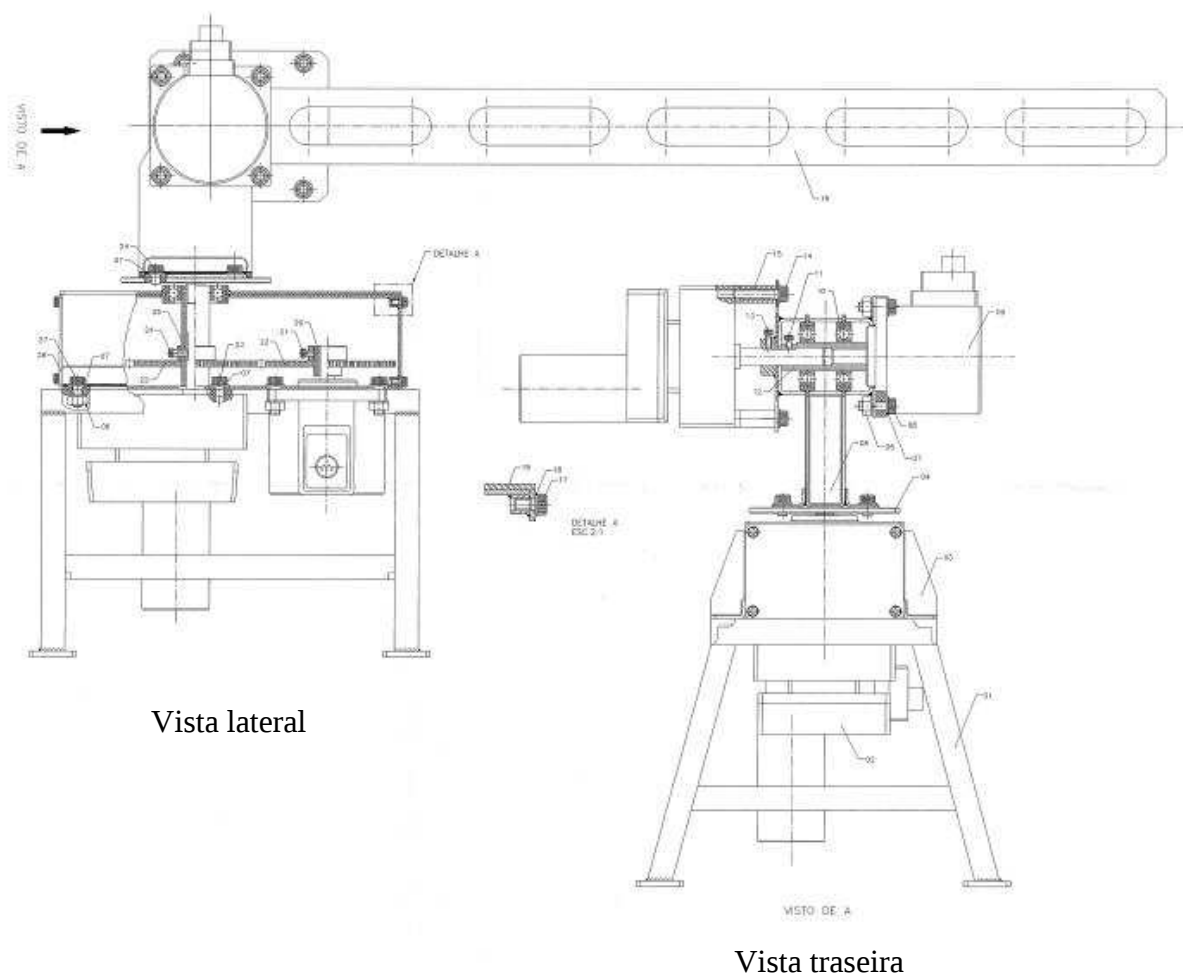


Figura 28 - Desenho mecânico do protótipo

O objetivo principal do protótipo foi reproduzir todas as características possíveis de um lançador real. Na fabricação do protótipo foram necessários trabalhos de usinagem, fresa, soldagem, retífica, pintura, ajustes mecânicos e montagem.

A figura 29 mostra uma vista do protótipo do lançador fabricado e montado para atender este trabalho.



Figura 29 - Protótipo do Lançador

Durante o processo de fabricação do protótipo foram necessárias algumas modificações no projeto inicial. Muitas das modificações foram obtidas com a ajuda dos mecânicos que estavam envolvidos no processo de fabricação do protótipo. Algumas modificações foram sugeridas para facilitar os trabalhos de montagem e desmontagem dos componentes. Outras modificações foram referentes aos materiais especificados no início do projeto, com o objetivo de melhorar a estrutura do lançador e também o acabamento no processo de soldagem.

4.3 INTEGRAÇÃO SOFTWARE E HARDWARE

O objetivo principal desta fase está concentrada em fazer com que o C.L.P e o *software* GUARÁ transfiram informações em conformidade com o diagrama do sistema proposto apresentado na figura 20. O GUARÁ será o responsável pelo recebimento das informações dos ventos, cálculo dos ângulos de azimuth e elevação, corrigidos em função das perturbações dos ventos, essas informações serão enviadas via comunicação serial ao C.L.P, que controlará o envio das ações a serem executadas para a correção do posicionamento do lançador e realimentará o GUARÁ com o posicionamento atual do lançador. O operador da SVO poderá optar, via GUARÁ pelo módulo de controle do lançador se o lançador será corrigido de forma automática, semi-automática ou manual, conforme apresentado na figura 21. O C.L.P escolhido é do tipo MPC4004, marca Atos, esse controlador receberá do GUARÁ a liberação para o acionamento dos motores de azimuth e elevação. O objetivo principal é comparar os valores atuais de azimuth e elevação e corrigi-los até a posição desejada, de acordo com os valores inseridos no módulo de controle do lançador. Todas as informações sobre os valores atuais e desejados de azimuth e elevação estarão disponíveis no *software* GUARÁ, no Centro de Controle e na I.H.M local, na Casamata. A figura 30 mostra a ligação física, via comunicação serial, utilizadas entre o computador hospedeiro e o C.L.P marca Atos tipo MPC4004, utilizado para realizar o controle automático do lançador.

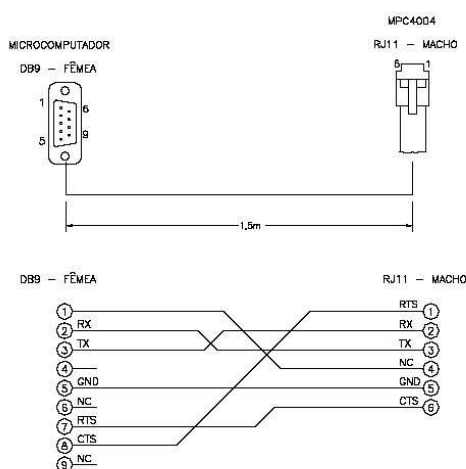


Figura 30 - Configuração do cabo serial

4.4 FUNCIONAMNETO DO SISTEMA

O desenvolvimento da programação do C.L.P teve como meta efetuar o gerenciamento das atividades do sistema proposto. Essa programação seguiu principalmente os seguintes passos para o módulo automático de operação do lançador:

Passo 1: Estabelecer a comunicação serial entre o C.L.P e o computador (*software* GUARÁ). Na hipótese da comunicação falhar, é necessário fechar o programa e solucionar o problema.

Passo 2: O operador da SVO deverá inserir as informações das características físicas do foguete. O GUARÁ deverá iniciar a leitura das informações atuais dos ângulos de azimute e elevação do lançador e ficar disponível para receber as informações do vento, enviados pelos anemômetros e pela radiossondagem.

Passo 3: O GUARÁ deverá executar os cálculos dos ângulos de azimute e elevação, para compensação dos ventos.

Passo 4: O C.L.P efetuará a leitura dos valores de azimute e elevação desejados, para a correção do posicionamento e a leitura dos valores de azimute e elevação atuais, dos *encoders* no lançador.

Passo 5: Conversão dos valores de azimute e elevação desejados e atuais, lidos do *software* GUARÁ e *encoders*, respectivamente de hexadecimal para decimal.

Passo 6: Comparação dos valores de azimute e elevação desejados e atuais, para a realização das seguintes tarefas:

i) Se o valor de azimute desejado (AD) for maior que o atual (AA), o motor de azimute deverá ser acionado no sentido horário.

ii) Se o valor de azimute desejado (AD) for menor que o atual (AA), o motor de azimute deverá ser acionado no sentido anti-horário.

iii) Quando os valores de azimute desejado e atual forem iguais, o motor de azimute deverá estar desligado.

iv) Se o valor de elevação desejado (ED) for maior que o atual (EA), o motor de elevação deverá ser acionado no sentido horário.

v) Se o valor de elevação desejado (ED) for menor que o atual (EA), o motor de elevação deverá ser acionado no sentido anti-horário.

vi) Quando os valores de elevação desejado e atual forem iguais, o motor de elevação deverá estar desligado.

OBS: Caso ocorram os itens (i), (ii), (iv) ou (v), haverá o deslocamento do lançador (passo 7). Quando ocorrer (iii) e (vi), não haverá necessidade de correção.

Passo 7: Deslocamento do lançador. Mudança no(s) valor(s) de azimuth e/ou elevação.

O fluxograma analítico contido na figura 31, mostra o início das atividades de funcionamento do sistema, a qual está relacionada aos passos anteriormente apresentados.

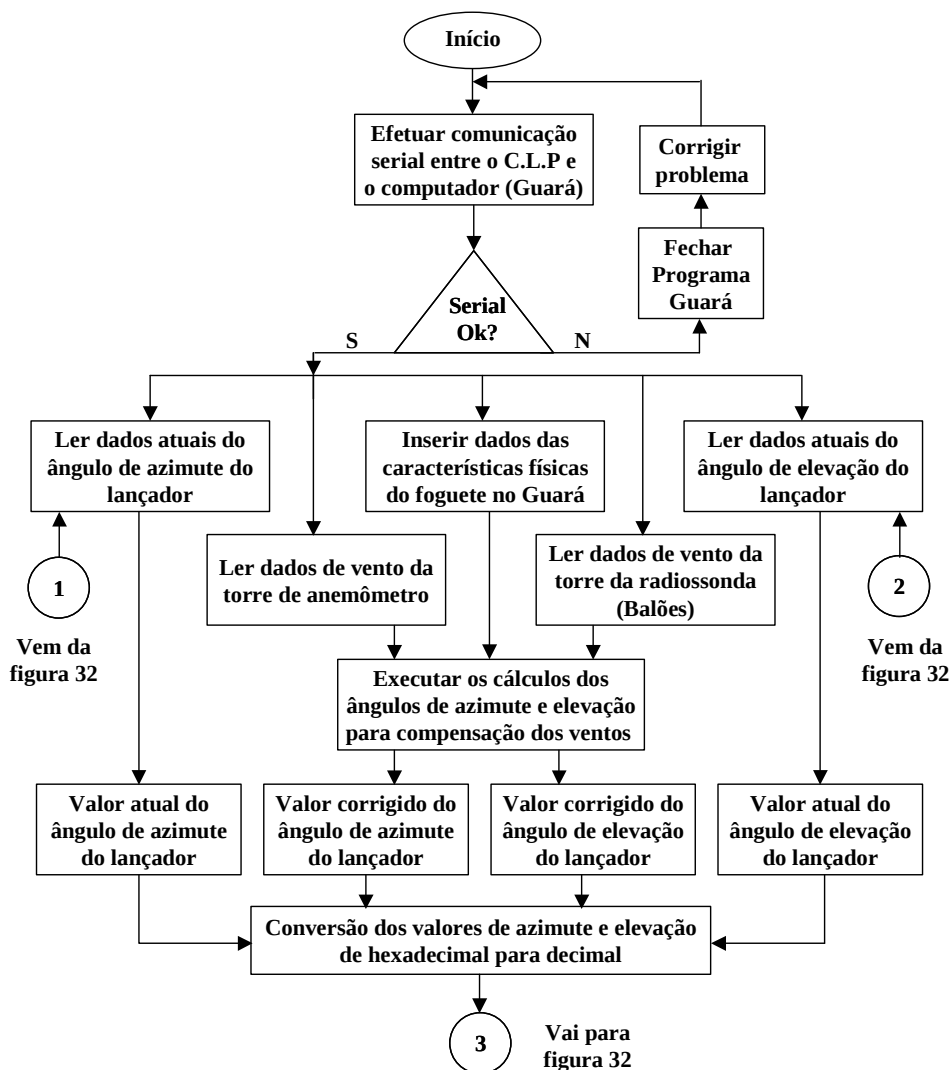


Figura 31 - Fluxograma de início do processo de ajuste do lançador

O fluxograma contido na figura 32, mostra a continuação e a finalização das atividades necessárias de funcionamento do sistema.

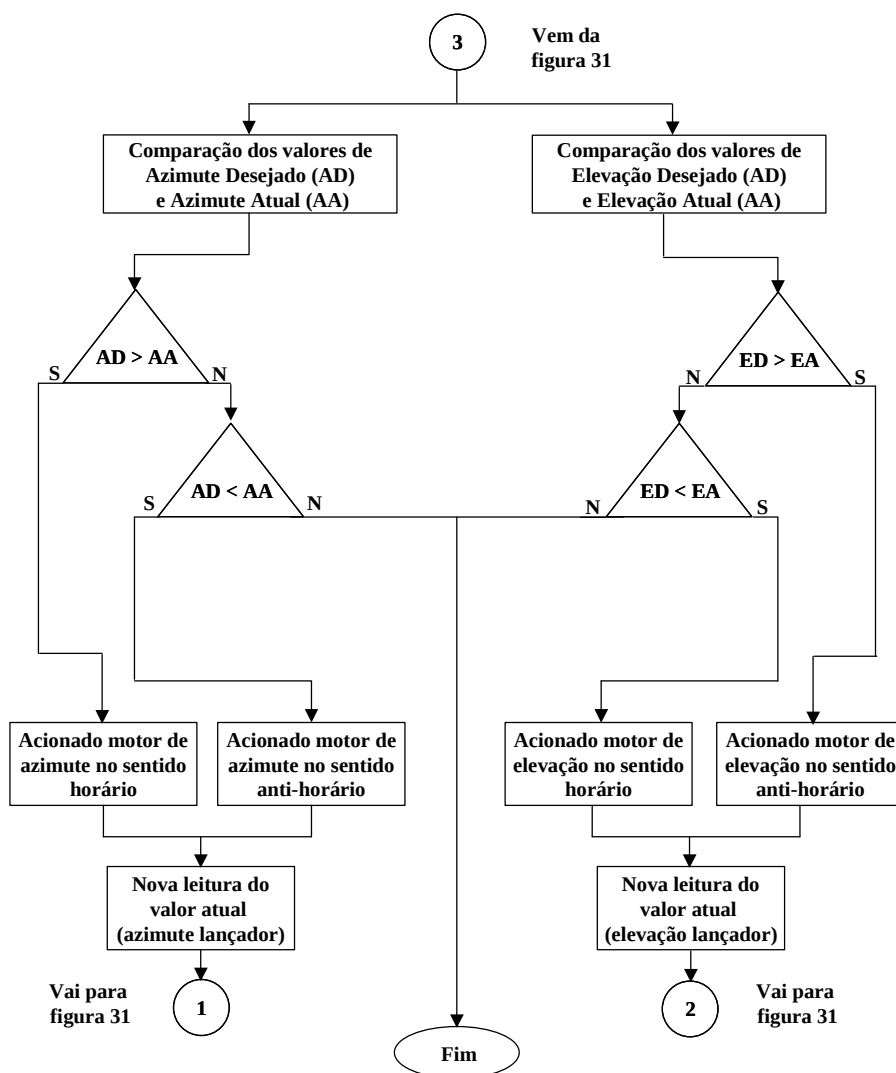


Figura 32 - Fluxograma final do processo de ajuste do lançador

No apêndice 2 é apresentado o programa, em Linguagem *ladder*, carregado no C.L.P, para a realização das atividades de automatização do lançador, utilizando o *software* GUARÁ como interface para o operador da SVO.

4.5 CÁLCULO DO AJUSTE DO LANÇADOR

O cálculo do ajuste do lançador de foguetes de sondagem não-controlados envolve um processo de compensação do vento. Esse processo, também conhecido como técnica de compensação, é um método de pesagem do vento que possibilita o ajuste do trilho de lançamento em relação ao vento predominante, com o objetivo de alcançar os ângulos nominais de vôo, em azimute (α_0) e elevação (E_0) (YAMANAKA, 1994).

4.5.1 Pesagem do Vento

A função pesagem do vento (f_i) expressa a relação entre o vetor deslocamento de impacto do foguete devido a um vento uniforme até uma determinada altitude ($I_i - I_0$), e o vetor deslocamento de impacto devido a um vento constante do solo até uma altitude de 20.000 ou 30.000 metros ($I_n - I_0$). Os vetores de deslocamento de impacto são dados em relação ao impacto nominal, ou seja, sem a influência do vento (I_0). Para a determinação da função pesagem do vento, a atmosfera é dividida em camadas de altitudes (n), e se faz necessário calcular a trajetória do foguete considerando a influência do vento até cada nível limite dessas camadas (i). Portanto, para o cálculo da função pesagem do vento, expressão 1, é necessário obter as seguintes variáveis:

- Distância (I_i) e ângulo de azimute de impacto (α_i) do foguete sofrendo a influência de um vento constante, até uma determinada camada de altitude.
- Distância (I_0) e ângulo de azimute de impacto nominal (α_0) do foguete sem sofrer a influência do vento.
- Distância (I_n) e ângulo de azimute de impacto (α_n) do foguete sofrendo a influência de um vento constante, até uma altitude de 20.000 metros.

$$f_i = \frac{\sqrt{I_i^2 + I_0^2 - 2 \times I_i \times I_0 \times \cos(\alpha_i - \alpha_0)}}{\sqrt{I_n^2 + I_0^2 - 2 \times I_n \times I_0 \times \cos(\alpha_n - \alpha_0)}} \quad (1)$$

Para se obter o peso do vento em cada camada de altitude (i) desejada, é aplicada a expressão 2:

$$\Delta f_i = f_i - f_{i-1} \quad i = 2, n-1 \quad f_1 = 0, f_n = 1, \Delta f_1 = 0 \quad (2)$$

Nos lançamentos a partir do CLA, atualmente são utilizados nos cálculos de pesagem do vento as seguintes médias mensais de velocidade vetorial e direção do vento, conforme apresentado na tabela 1 (PEREIRA, 2002).

TABELA 1 - Vento de altitude para o CLA

Mês	Velocidade (m/s)	Direção (graus) em relação ao Norte
Janeiro	7.2	90
Fevereiro	8.0	90
Março	7.2	103
Abril	8.0	95
Maio	8.3	93
Junho	8.4	103
Julho	8.4	97
Agosto	8.2	93
Setembro	8.6	95
Outubro	8.4	94
Novembro	7.2	92
Dezembro	7.4	94

4.5.2 Cálculo do Vento Balístico e Unitário

Para o cálculo do vento balístico é necessário esclarecer algumas convenções utilizadas, pois a meteorologia difere da trigonometria convencional. Nas figuras 33 e 34 são mostradas respectivamente a convenção trigonométrica e a convenção meteorológica.

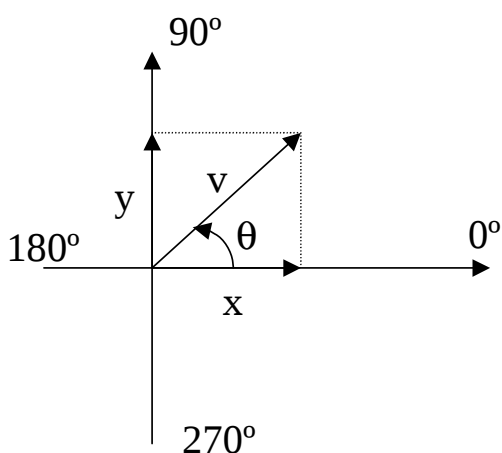


Figura 33 - Convenção trigonométrica

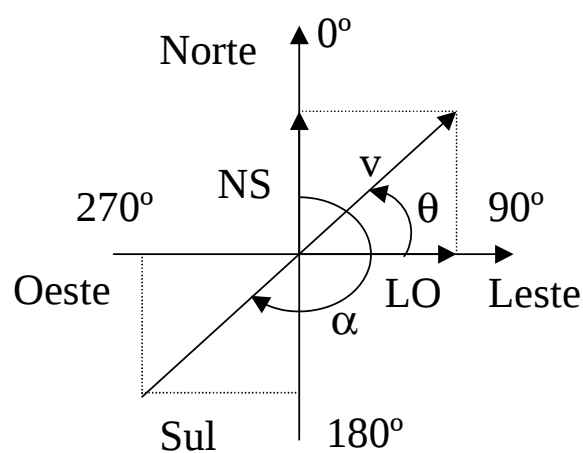


Figura 34 - Convenção meteorológica

Interpretando a figura 33, convenção trigonométrica, para se obter os valores das variáveis aplicam-se as expressões 3 e 4:

$$x = v.\cos\theta \quad (3)$$

$$y = v.\sen\theta \quad (4)$$

A adaptação da convenção trigonométrica para a meteorológica implica na troca de sinais e permuta das funções seno e cosseno. A transformação realizada estabelece a seguinte relação, conforme expressão 5:

$$\alpha = 270^\circ - \theta \quad (5)$$

Decompondo (v), em suas componentes Norte-Sul (NS) e Leste-Oeste (LO) da figura 34, tem-se as seguintes expressões 6 e 7:

$$LO' = -v.\sen\alpha \quad (6)$$

$$NS' = -v.\cos\alpha \quad (7)$$

Introduzindo a pesagem do vento Δf_i , nas expressões acima, a decomposição do vetor vento (v), passará a ter as expressões 8 e 9.

$$LO'' = -v.\Delta f_i \sen\alpha \quad (8)$$

$$NS'' = -v.\Delta f_i \cos\alpha \quad (9)$$

Efetuando a somatória algébrica das componentes do vento nas direções LO e NS, obtem-se as expressões 10 e 11.

$$LO = \Sigma(LO'') \quad (10)$$

$$NS = \Sigma(NS'') \quad (11)$$

Portanto a intensidade do vento balístico (vb) será dada de acordo com a expressão 12.

$$vb = \sqrt{NS^2 + LO^2} \quad (12)$$

Para obter-se a direção do vento balístico (α_b) se aplicam as expressões 13, 14, 15, 16 e 17, de acordo com cada condição citada para NS e LO.

$$\alpha_b = \tan^{-1}\left(\frac{LO}{NS}\right) \quad NS < 0 \text{ e } LO < 0 \quad (13)$$

$$\alpha_b = 90^\circ \quad NS = 0 \text{ e } LO < 0 \quad (14)$$

$$\alpha_b = 180^\circ + \tan^{-1}\left(\frac{LO}{NS}\right) \quad NS > 0 \quad (15)$$

$$\alpha_b = 270^\circ \quad NS = 0 \text{ e } LO > 0 \quad (16)$$

$$\alpha_b = 360^\circ + \tan^{-1}\left(\frac{LO}{NS}\right) \quad NS < 0 \text{ e } LO \geq 0 \quad (17)$$

O efeito do vento unitário é definido como o deslocamento do impacto causado por um vento de 1 m/s, soprando do solo até a atmosfera efetiva. As funções pesagem (f_i) e peso do vento (Δ_{fi}) aqui obtidas foram calculados para um vento padrão estatístico obtido para o mês de outubro, para o CLA. O cálculo do ajuste do lançador é feito durante a cronologia de lançamento, com a realização de várias radiossondagens e a medição de valores da velocidade e direção do vento para as várias camadas de altitude.

O efeito dos ventos unitários laterais (v_{ul}), frontal (v_{uf}) ou de cauda (v_{uc}), resultará em diferentes deslocamentos do impacto do foguete. Assim, o efeito do vento unitário é calculado separadamente para os ventos lateral, frontal e de cauda. O primeiro passo é encontrar os ângulos de azimute para cada vento unitário, ou seja, o sentido do vento unitário em relação ao ângulo de azimute α_0 . Então tem-se os ângulos de azimute para os ventos unitários lateral (α_{ul}), frontal (α_{uf}) e de cauda (α_{uc}), respectivamente calculados utilizando as expressões 18, 19 e 20.

$$\alpha_{ul} = \alpha_0 + 90^\circ \quad (18)$$

$$\alpha_{uf} = \alpha_0 \quad (19)$$

$$\alpha_{uc} = \alpha_0 + 180^\circ \quad (20)$$

Após esses cálculos e sabendo que a velocidade do vento unitário (v_{uh}) é igual a 1 m/s, se faz necessário decompor os ventos unitários de acordo com as expressões 6 e 7, substituindo (v) por (v_{uh}). O próximo passo é calcular a trajetória do foguete sofrendo a influência dos ventos unitários, e obter o deslocamento (D), expressão 21, do foguete em relação a trajetória nominal para cada caso de vento unitário, conhecendo as seguintes variáveis:

- Distância de impacto (I_0) e ângulo de azimute de impacto nominal (α_0) do foguete sem sofrer a influência do vento.
- Distâncias (I_u) e ângulos de azimute (α_u) de impacto do foguete sofrendo a influência de um vento unitário lateral, frontal ou de cauda, ou seja, calcular I_u e α_u para cada tipo de vento unitário.
- D_{uc} , D_{uf} , D_{ul} , representam os deslocamentos em função do vento de cauda, do vento frontal e do vento lateral, respectivamente.

$$D = \sqrt{I_u^2 + I_0^2 - 2 \times I_u \times I_0 \times \cos(\alpha_u - \alpha_0)} \quad (21)$$

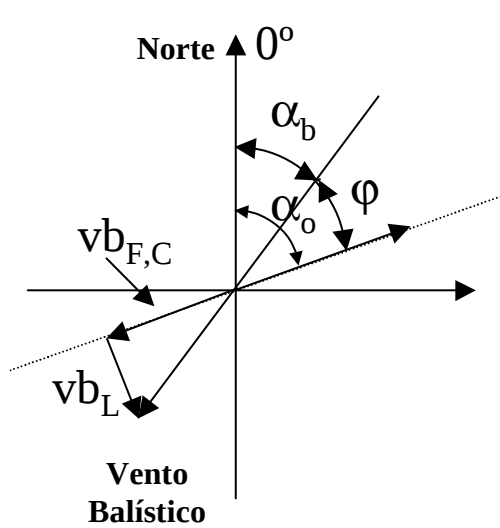
Portanto os cálculos finais para cada tipo de vento unitário estão descritos nas expressões 22, 23 e 24.

$$v_{ul} = \frac{D_{ul}}{v_{uh}} \quad (22)$$

$$v_{uf} = \frac{D_{uf}}{v_{uh}} \quad (23)$$

$$v_{uc} = \frac{D_{uc}}{v_{uh}} \quad (24)$$

Decompondo o vento balístico da figura 35, tem-se nessa figura:



- α_b : Ângulo de azimuth do vento balístico;
- α_0 : Ângulo de azimuth nominal;
- φ : Diferença entre os ângulos de azimuth do vento balístico e nominal ($\alpha_0 - \alpha_b$);
- vb_L : Vento balístico lateral;
- vb_F : Vento balístico frontal;
- vb_C : Vento balístico de cauda.

Figura 35 - Vento balístico

Da figura 35, pode-se retirar as expressões 25, 26 e 27.

$$vb_L = vb.\text{sen } \varphi \quad (25)$$

$$vb_F = vb.\cos \varphi \quad (26)$$

$$vb_C = vb.\cos \varphi \quad (27)$$

Multiplicando-se as respectivas componentes do vento balístico (vb) pelo vento unitário lateral, frontal ou de cauda, é obtido o deslocamento efetivo do impacto do foguete (ΔW) da expressão 28, devido ao vento predominante da atmosfera.

$$\Delta W_{L,F,C} = vb_{L,F,C} \cdot vu_{L,F,C} \quad (28)$$

Sob a ação do vento balístico, o ponto de impacto sofre um deslocamento lateral (ΔW_L) e um deslocamento frontal (ΔW_F) ou de cauda (ΔW_C).

Reescrevendo a equação 28, é possível calcular os deslocamentos do ponto de impacto do foguete, pelas expressões 29, 30 e 31.

$$\Delta W_L = vb_L \cdot v_{ul} \quad (29)$$

$$\Delta W_F = vb_F \cdot v_{uf} \quad (30)$$

$$\Delta W_C = vb_C \cdot v_{uc} \quad (31)$$

4.5.3 Compensação do Vento

O cálculo final da compensação do vento (KRAMER, 1973) para o ajuste do lançador é necessário analisar as expressões 29, 30 e 31 separadamente para cada caso, ou seja, para os deslocamentos do ponto de impacto frontal (ΔW_F), lateral (ΔW_L) e de cauda (ΔW_C).

Para descobrir se o efeito do vento é considerado frontal ou de cauda, é necessário aplicar e comparar as expressões 32 e 33. Caso atenda as condições da expressão 32, o vento será considerado frontal ou atendendo a expressão 33, o vento será considerado de cauda.

$$\Delta W_F > 0 ; \cos\phi > 0 \quad (32)$$

$$\Delta W_C < 0 ; \cos\phi < 0 \quad (33)$$

Portanto, para executar a correção final do efeito do vento frontal ou de cauda, de acordo com as condições das expressões 32 e 33, e o cálculo do deslocamento do foguete (I_X), é necessário conhecer a distância de impacto nominal (I_0) e aplicar uma das expressões 34 ou 35, conforme cada caso.

$$I_X = I_0 - \Delta W_F \quad (34)$$

$$I_X = I_0 + \Delta W_C \quad (35)$$

4.5.4 Cálculo do Ângulo de Azimute do Lançador

De acordo com as expressões apresentadas, pode-se calcular o ajuste do lançador em azimute e em elevação. Para o azimute, é necessário calcular primeiramente o ângulo de correção de azimute (Φ), conforme expressão 36.

$$\Phi = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta W_L}{I_X} \right) \quad (36)$$

Finalmente para se obter o ângulo de ajuste em azimuth (α_a), com a correção da influência do vento, aplica-se a expressão 37.

$$\alpha_a = \alpha_0 + \Phi \quad (37)$$

4.5.5 Cálculo do Ângulo de Elevação do Lançador

O efeito da inclinação do lançador expressa a variação do alcance ou distância de impacto com o ângulo de elevação. Para obter qual é o efeito da inclinação do lançador (tte) na distância de impacto do foguete, é aplicada a expressão 38.

$$tte = I_0 / (90 - E_0) \quad (38)$$

Sendo:

- I_0 = alcance ou distância de impacto nominal (km).
- E_0 = Elevação nominal (graus).
- tte = efeito da inclinação do lançador (km/graus).

Na expressão 38, o número 90 significa o máximo valor do ângulo de elevação, ou seja, considera-se teoricamente que se $E_0 = 90^\circ$, a trajetória seria um tiro vertical com alcance nulo, havendo linearidade entre o ângulo de elevação e a distância de impacto. Para o cálculo do ângulo de ajuste em elevação (E_1), é necessário obter a distância de impacto do foguete (I_1) devido à perturbação do vento, expressão 39. Finalmente aplica-se a expressão 40 para obtenção do ângulo de ajuste em elevação, para compensar as perturbações do vento.

$$I_1 = \sqrt{\Delta W_l^2 + I_x^2} \quad (39)$$

$$E_1 = 90 - \frac{I_1}{tte} \quad (40)$$

No apêndice 3 é apresentado um exemplo completo de cálculo do ajuste do lançador, utilizando dados numéricos.

4.6 SOFTWARE PARA CÁLCULO DE DISPERSÃO

O desenvolvimento do *software* intitulado *Trajectory Dispersion Analysis* – TDA, visou um recurso computacional de fácil utilização, na qual pode-se avaliar a influência do ajuste do lançador e outros parâmetros, no cálculo da dispersão da trajetória. O TDA, utiliza o programa ROSI (KRAMER; CRAUBER; ZIEGLTRUM, 1976), para execução das trajetórias solicitadas. O método de cálculo das trajetórias perturbadas e da dispersão do ponto de impacto, considera cada fator perturbado isoladamente. Nesse sentido é especificado um valor de desvio para cada um desses fatores, e o resultado é um conjunto de trajetórias e, conseqüentemente, de pontos de impacto. Os fatores perturbadores podem ser de origem interna do veículo (empuxo, massa, desvio do vetor empuxo, etc.) e de origem externa (vento, imprecisão do lançador, seqüência de eventos, etc.).

4.6.1 Descrição do Programa

O programa TDA foi desenvolvido em linguagem C, no ambiente Borland® C++ Builder™ 6 (BORLAN, 2002), e possui os seguintes requisitos:

1. Todas descrições estão na língua inglesa.
2. Símbolo utilizado como separador decimal “.”.
3. Resolução da tela 1024 X 768.
4. Opera em Windows 98, Windows 2000 ou superior.

4.6.2 Cálculo das Trajetórias Perturbadas

Para cada parâmetro de erro escolhida, o TDA executa duas trajetórias perturbadas: uma devido ao erro especificado com valor positivo e outra com valor negativo. Cada trajetória perturbada corresponderá a uma única alteração nos parâmetros. Os parâmetros de erro são utilizados isoladamente para a geração das trajetórias perturbadas. Cada trajetória perturbada fornecerá um apogeu e um ponto de impacto da carga útil, calculadas pelo programa ROSI. Esses parâmetros de trajetória serão comparados com os correspondentes valores nominais. A perturbação na trajetória causa um desvio do ponto de impacto quando comparado ao nominal. Esse desvio pode ser frontal ou lateral em relação ao plano da trajetória nominal, ou uma

combinação dos dois. Se o desvio tiver uma componente frontal ao plano da trajetória nominal, ela será considerada positiva quando ocorrer um acréscimo da distância de impacto, e negativa se ocorrer uma diminuição dessa distância. O desvio é quantizado pela diferença entre a distância de impacto nominal e a distância de impacto da trajetória perturbada. A figura 36 mostra graficamente como pode-se obter os desvios lateral (DL) e frontal (DF) a partir da trajetória nominal (YAMANAKA, 1996).

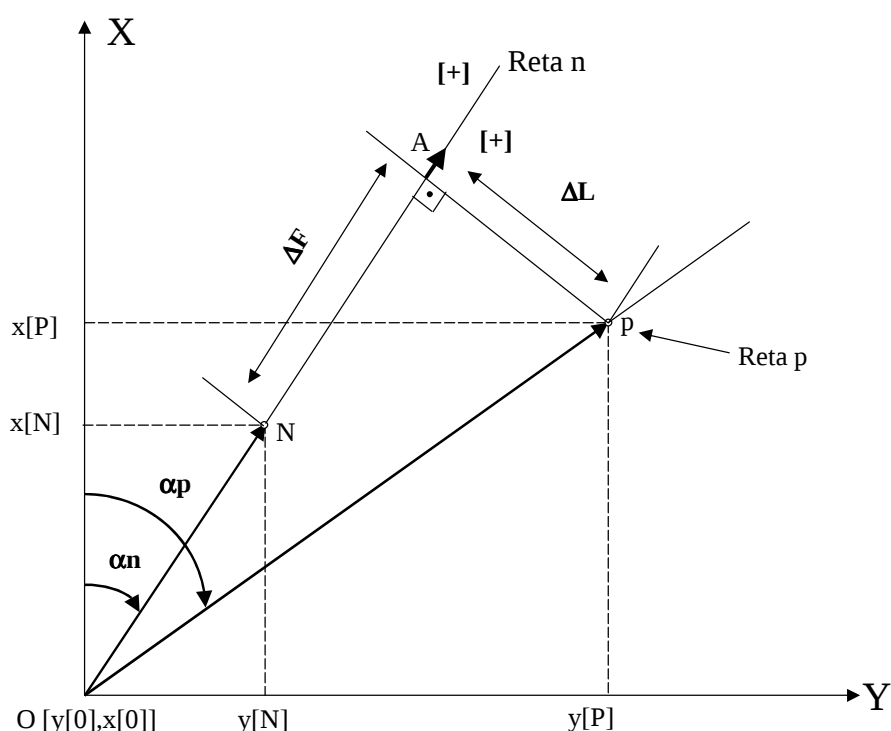


Figura 36 - Gráfico das Variações Frontal e Lateral

Dessa figura, tem-se:

O : Origem dos eixos (rampa de lançamento).

N : Nominal (Ponto de impacto nominal).

P : Perturbado (Ponto de impacto perturbado).

Reta n : trajetória nominal.

Reta p : trajetória perturbada.

α_n = azimute nominal.

α_p = azimute perturbado.

ΔF = desvio frontal (DF).

ΔL = desvio lateral (DL).

4.6.3 Cálculo da Área de Dispersão

O cálculo da área de dispersão é realizado obtendo-se os valores de desvios laterais positivo (DL^+) e negativo (DL^-) e frontais positivo (DF^+) e negativo (DF^-) de cada trajetória perturbada. Obtidas essas informações aplicam-se as expressões 41, 42, 43 e 44, para determinar o desvio total (T) para cada caso. A figura 37 mostra essas componentes dentro de uma ilustração de área de dispersão.

$$DF_T^- = \sqrt{(DF_1^-)^2 + + (DF_n^-)^2} \quad (41)$$

$$DF_T^+ = \sqrt{(DF_1^+)^2 + + (DF_n^+)^2} \quad (42)$$

$$DL_T^- = \sqrt{(DL_1^-)^2 + + (DL_n^-)^2} \quad (43)$$

$$DL_T^+ = \sqrt{(DL_1^+)^2 + + (DL_n^+)^2} \quad (44)$$

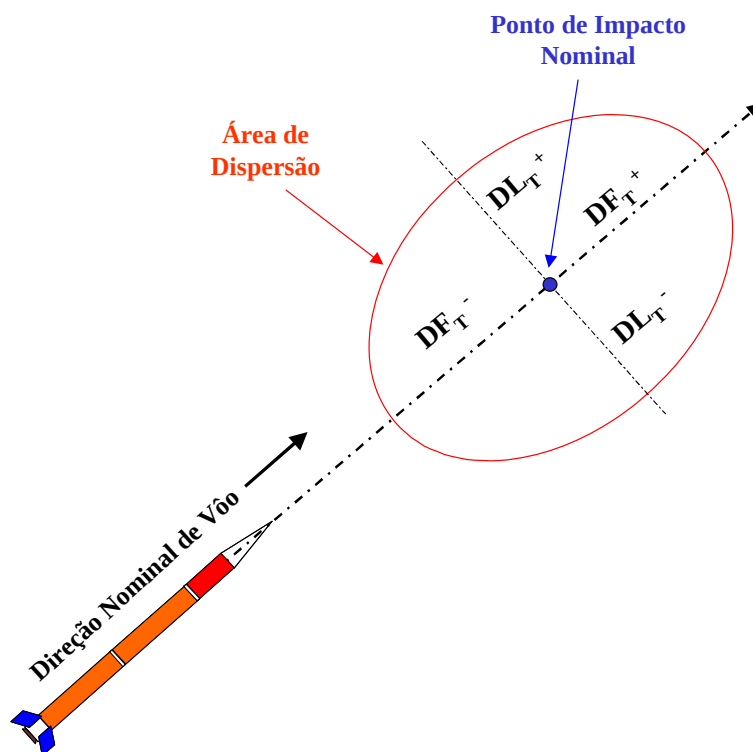


Figura 37 - Componentes da área de dispersão

4.6.4 Determinação dos Envelopes de Dispersão de Trajetória

O objetivo dos gráficos envelopes é mostrar graficamente limites que uma trajetória real pode sofrer devido aos desvios naturais de parâmetros do foguete. Os gráficos envelopes foram desenvolvidos com o objetivo de dimensionar visualmente a área gráfica de dispersão das trajetórias. A meta é verificar a variação máxima, em relação à nominal, que a trajetória real pode sofrer se acontecerem os desvios esperados dos parâmetros do foguete. A figura 38 mostra os limites de dispersão da trajetória de um foguete. A curva intermediária “azul” é a trajetória nominal. A curva superior “verde” é a variação máxima. A curva inferior “vermelha” é a variação mínima dessa trajetória.

O envelope, figura 38, formado dessa maneira permite várias aplicações, tanto na análise da trajetória real realizada pós-vôo, quanto em tempo real. Nesse caso, será possível acompanhar o desempenho do foguete durante o vôo, analisando as dispersões naturais dos parâmetros, fontes de possíveis perturbações.

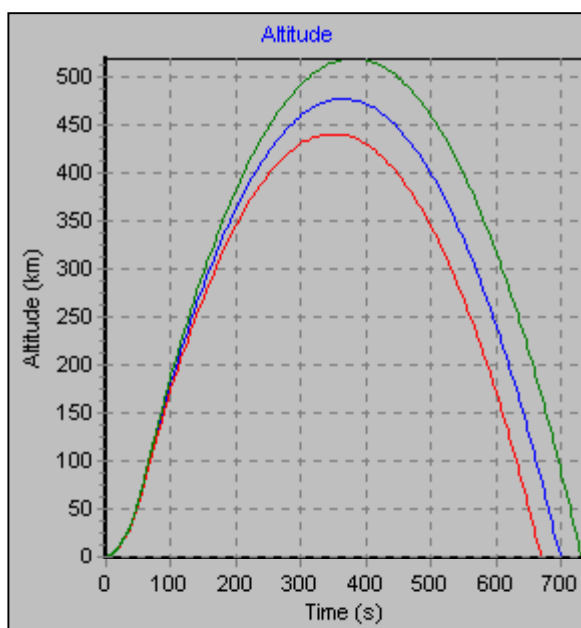


Figura 38 - Tempo versus Altitude

A Figura 39 mostra um exemplo de mapa com a área de dispersão de impacto. Esse tipo de mapa tem como objetivo mostrar a dispersão do impacto da carga útil (ou das partes separadas do foguete) em relação ao centro de lançamento e a linha costeira da região.

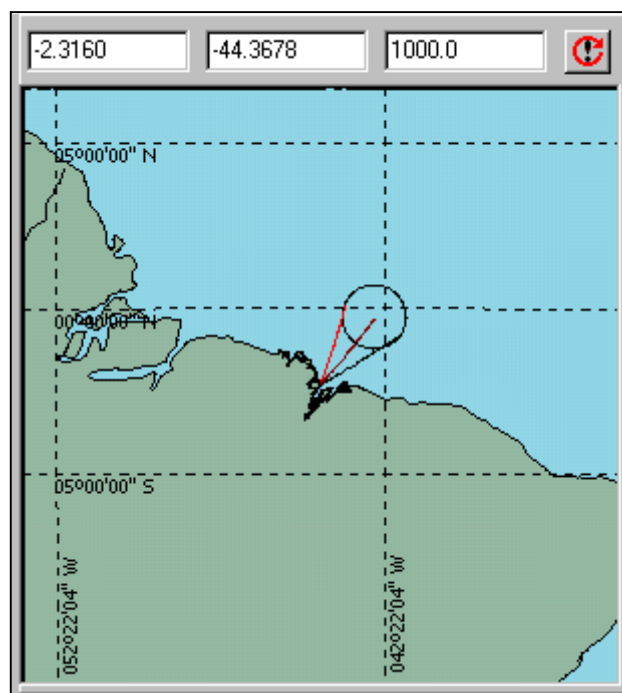


Figura 39 - Mapa com a área de dispersão

4.6.5 Criação do Relatório de Dispersão de Trajetória

O relatório servirá para que o usuário tenha acesso aos resultados de todos os cálculos realizados nas funções anteriores. Esse relatório conterá todas as dispersões de impacto referentes a cada parâmetro selecionado e o desvio global. Assim o usuário poderá conferir os valores finais da dispersão de impacto do foguete em estudo. O programa TDA torna disponível aos seus usuários duas formas de acesso ao relatório gerado, uma na forma de arquivo com a extensão “.rtf”, que é denominado originalmente de report.rtf, a qual servirá para fins de relatório, e a outra por meio da própria máscara do programa pela palheta *Report*.

4.6.6 Execução do Programa TDA

O principal objetivo deste tópico é descrever a forma de execução do programa TDA para que o usuário possa compreender os passos necessários para se obter os resultados e as facilidades de operação do sistema. O arquivo de dados é aquele que contém todas as informações do foguete. Esse arquivo é composto de parâmetros de controle do programa ROSI e de todos os dados para o cálculo da trajetória nominal do foguete de sondagem, sendo eles:

- Coeficientes de Arrasto x Mach e Altitude.
- Coeficientes da Derivada da Força Normal x Mach.
- Coeficientes da Derivada do Momento de Rolamento Induzido x Mach.
- Coeficientes da Derivada do Momento de Rolamento Amortecido x Mach.
- Coeficiente de Armotecimento x Mach.
- Posição do Centro de Pressão a partir do Cone x Mach.
- Posição do CG a partir do Cone x Tempo.
- Curva de Empuxo x Tempo.
- Massa x Tempo.
- Momento de Inércia de Massa x Tempo.
- Produto de Inércia x Tempo.
- Momento de Controle sobre o Cg x Tempo.
- Componentes do Vento x Altitude.

4.6.7 Passos de Execução do Programa TDA

O primeiro passo é selecionar o comando “File” e a função “Open File”, conforme é mostrado na figura 40, selecionando o arquivo de entrada do foguete, preparados para o programa ROSI. Caso o usuário tente executar o programa selecionando o botão *Run* antes de selecionar o arquivo de dados, o programa automaticamente abrirá a janela de arquivo de dados, obrigando-o a fazer a seleção.

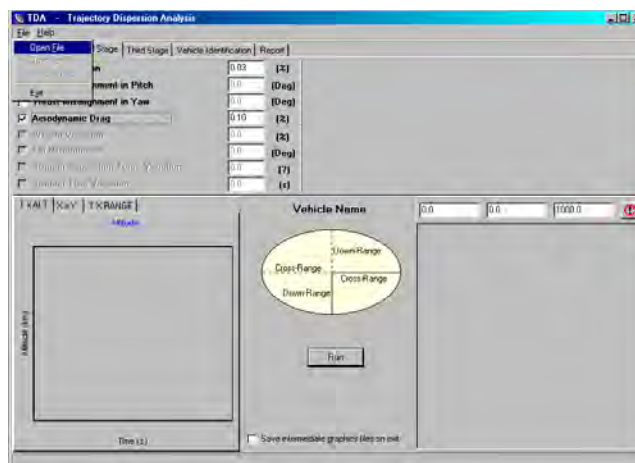


Figura 40 - Passo para Seleção de Arquivo

Em seguida será aberta a janela do sistema operacional *Windows* no diretório em uso, para que o usuário escolha o arquivo de dados desejado, conforme figura 41.

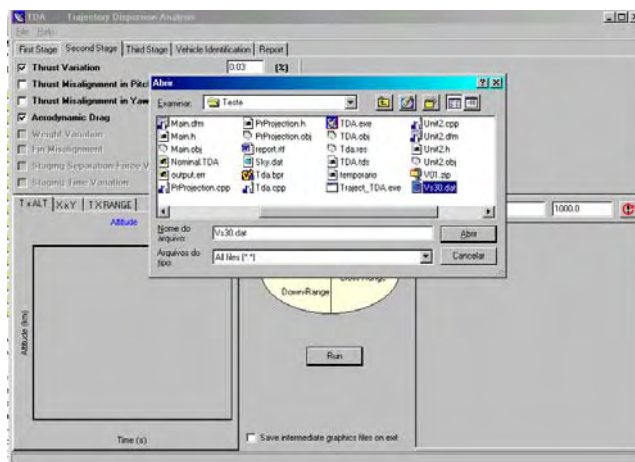


Figura 41 - Escolha do Arquivo de Dados

A figura 42 mostra a fase de preenchimento dos itens que é feita de forma automática pelo programa: *Vehicle Name*, *Launcher Elevation*, *Launcher Azimuth* e *Number of Stages*, com base no arquivo escolhido pelo usuário, preparado para o programa ROSI. Nesse momento aparecerá a mensagem: *Please Identify the name(s) of the stage(s)*.

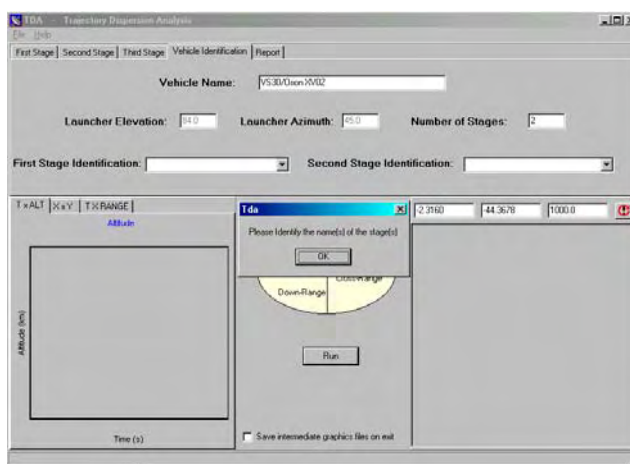


Figura 42 - Identificação do Veículo

A figura 43 mostra o momento de identificação dos estágios de um veículo bi-estágio. O programa TDA carregará nos campos de identificação de estágios todos os nomes descritos no arquivo de dados relacionados a cada fase de voo. Cabe ao usuário saber identificar corretamente os nomes associados ao início de fase de cada estágio.

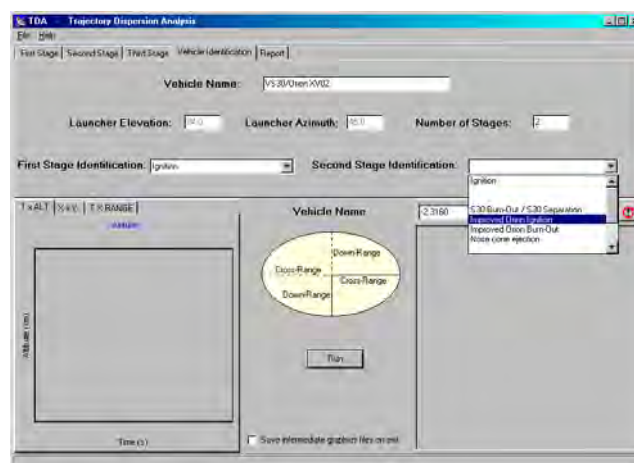


Figura 43 - Identificação dos Estágios

É necessária a escolha dos parâmetros de erros para cada estágio do foguete. No caso do exemplo mostrado na figura 44, foram escolhidos os parâmetros de erros com os devidos valores para o primeiro estágio do foguete.

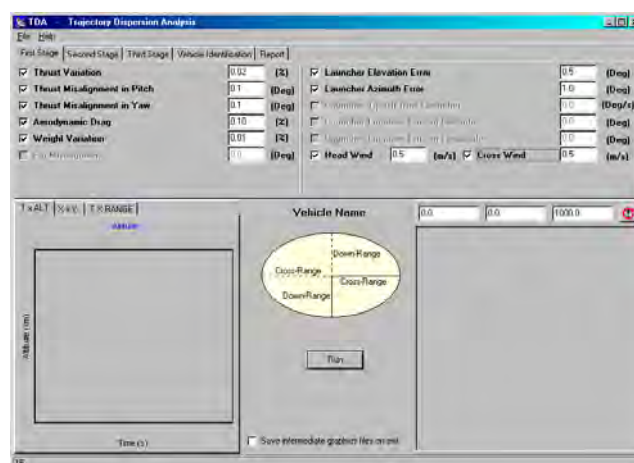


Figura 44 - Parâmetros de Erros 1º Estágio

Na figura 45 são mostrados os parâmetros de erros escolhidos para o segundo estágio do foguete. Convém lembrar que o número de estágios depende da configuração da cada veículo. No exemplo dado o veículo possui dois estágios.

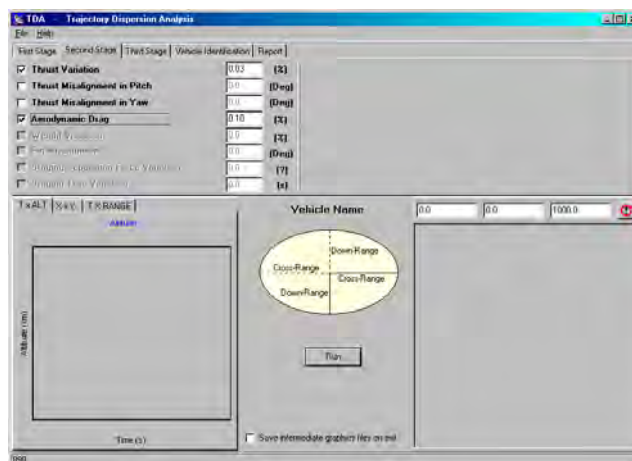


Figura 45 - Parâmetros de Erros 2º Estágio

Após o cumprimento de todas as fases citadas, o programa pode ser executado. O usuário tem duas opções: Acionar o *Enter* do teclado ou acionar o botão *Run* do programa. Após a execução do cálculo de todas trajetórias, o programa apresentará na tela os resultados, conforme o exemplo mostrado na figura 46.

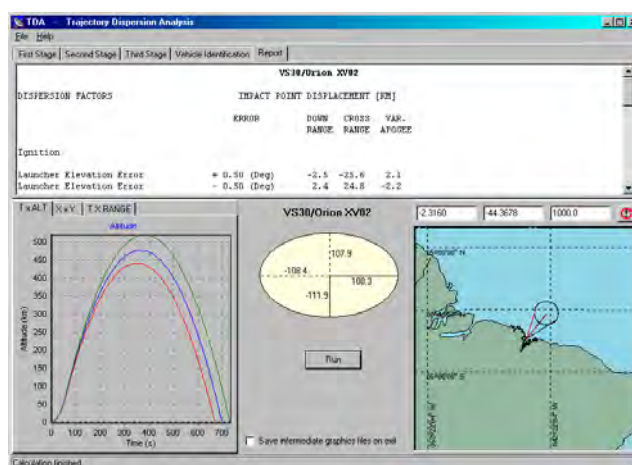


Figura 46 - Tela Inicial de Resultados

A figura 47 mostra outros resultados ou facilidades do programa, como por exemplo, o gráfico $X \times Y$, a possibilidade da função *Zoom* do mapa de dispersão, a elipse de dispersão de impacto e a rolagem da tela *Report*, possibilitando o usuário obter os valores das dispersões.

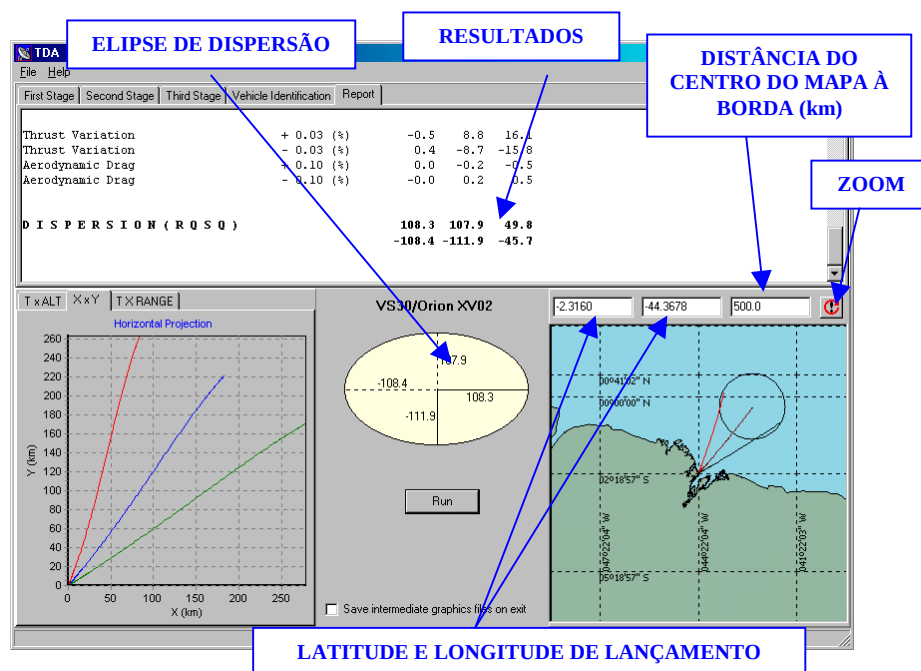


Figura 47 - Tela Alternativa

Após a execução do cálculo das dispersões, o TDA gera, no diretório do computador em uso, um arquivo chamado “report.rtf”, que contém todos os resultados gerados de dispersão. Três exemplos de formulários desse relatório, gerado pelo programa TDA, são apresentados no apêndice 4.

4.7 INFLUÊNCIA DO AJUSTE DO LANÇADOR NA TRAJETÓRIA

O ajuste em azimute e elevação do lançador tem uma influência significativa no desempenho e impacto de foguetes de sondagem não-controlados. Esta subseção tem como objetivo apresentar exemplos de resultados de trajetórias de alguns dos principais foguetes de sondagem brasileiros. A figura 48 apresenta a família completa desses foguetes. O Brasil possui foguetes de sondagens operacionais que suprem suas necessidades presentes, com uma história bem-sucedida de lançamentos. Entretanto, a política de envolvimento crescente das universidades e centros de pesquisa no programa espacial deverá acarretar uma demanda maior desses foguetes, justificando assim, que se continue sua produção, estimada em, no mínimo, dois veículos por ano (PNAE, 2005).

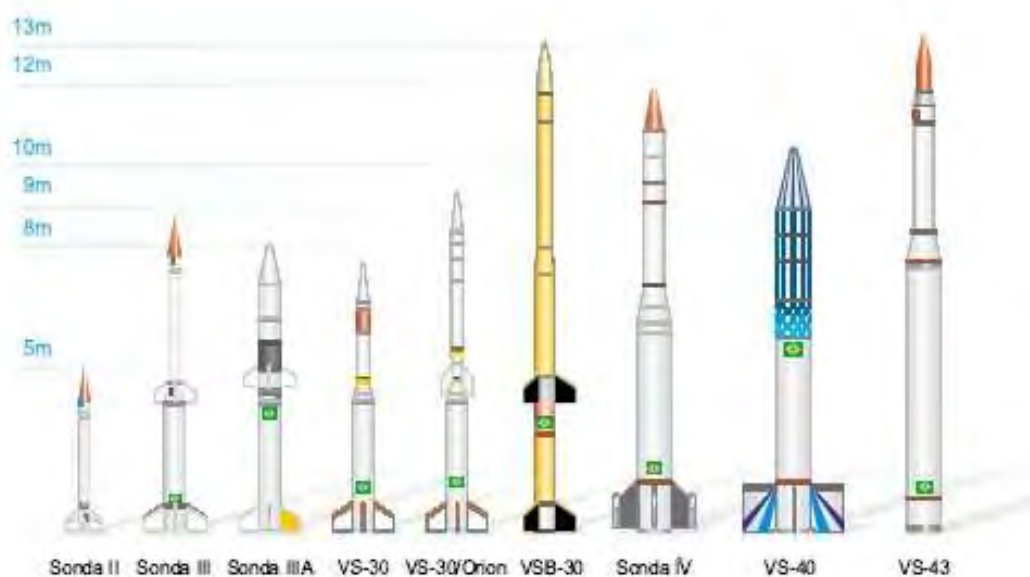


Figura 48 - Foguetes de sondagem brasileiros

Todos os resultados das simulações apresentados nesta subseção mostram a influência do lançador na trajetória, a partir de lançamentos no CLA. Os cálculos das trajetórias foram executados pelo *software* ROSI. Nas tabelas que serão apresentadas, a trajetória de número um (1) será a de referência ou nominal. O objetivo é variar os ângulos da trajetória nominal de 0.5 em 0.5 grau, em azimute e em elevação de forma independente. Os foguetes escolhidos para esses estudos foram: VSB-30, VS-30 e o VS-40.

4.7.1 Foguete de Sondagem VSB-30

O VSB-30, figura 49, é um foguete VS-30 adaptado com um propulsor tipo *booster* denominado S31, no primeiro estágio, aumentando sua capacidade de apogeu e carga útil. O VSB-30 é um foguete de sondagem direcionado a realizar experimentos em ambientes de microgravitacionais. Trata-se de um lançador de pequeno porte bi-estágio, estabilizado rotacionalmente (WIKIPÉDIA, 2007).



Figura 49 - VSB-30

A tabela 2 mostra os resultados de simulações de trajetórias, realizadas pelo *software* ROSI, para o foguete de sondagem VSB-30, variando os ângulos de azimute e elevação independentemente, de 0.5 em 0.5 grau. O objetivo dessa simulação é mostrar o quanto pode influenciar um possível erro nos ângulos de azimute e elevação, para a trajetória do VSB-30.

TABELA 2 - Resultados das trajetórias para o VSB-30

Número da Trajetória	Elevação (graus)	Azimute (graus)	Apogeu (km)	Distância de Impacto (km)	Azimute de Impacto (graus)
1	84.0	45.0	253.7	187.8	41.664
2	84.5	45.0	255.3	172.2	41.338
3	85.0	45.0	256.8	156.2	40.943
4	85.5	45.0	258.1	140.1	40.454
5	86.0	45.0	259.2	123.7	39.836
6	83.5	45.0	252.1	203,5	41.941
7	83.0	45.0	218.7	218.7	42.175
8	82.5	45.0	248.2	233.6	42.378
9	82.0	45.0	246.1	248.6	42.558
10	84.0	45.5	253.7	187.7	42.191
11	84.0	46.0	253.8	187.6	42.718
12	84.0	46.5	253.8	187.6	43.246
13	84.0	47.0	253.8	187.5	43.774
14	84.0	44.5	253.7	187.9	41.137
15	84.0	44.0	253.7	188.0	40.611
16	84.0	43.5	253.7	188.1	40.085
17	84.0	43.0	253.7	188.2	39.559

Nas figuras 50 e 51 são apresentadas as trajetórias com modificações no ângulo de azimuth. Essa variação não altera o desempenho de voo. A variação pode ser observada no azimuth de impacto.

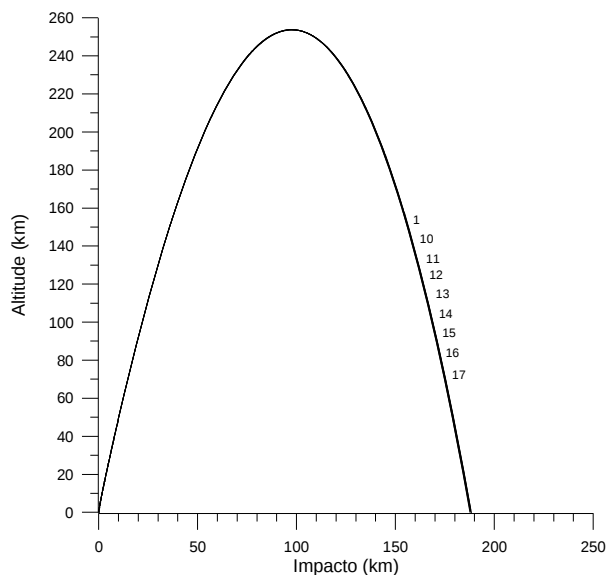


Figura 50 - Desempenho do VSB-30 com desvios em azimuth

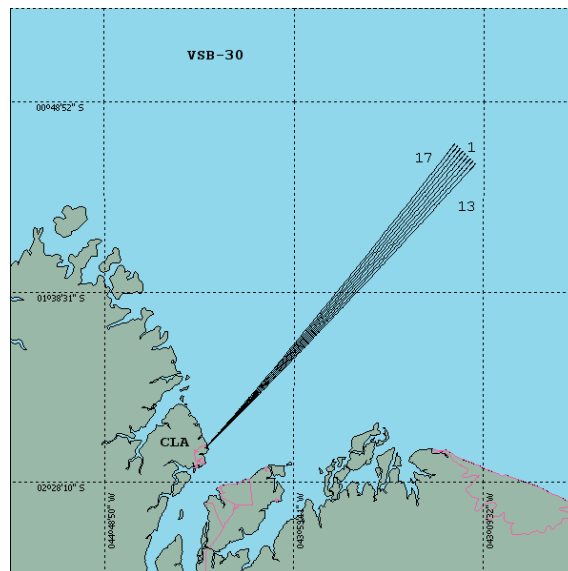


Figura 51 - Trajetórias do VSB-30 com desvios em azimuth

Nas figuras 52 e 53 são apresentadas as trajetórias com modificações no ângulo de elevação. Essa variação produziu uma diferença de até 7.6 km no apogeu e 64.1 km de distância de impacto do VSB-30, comparada com a trajetória nominal (1).

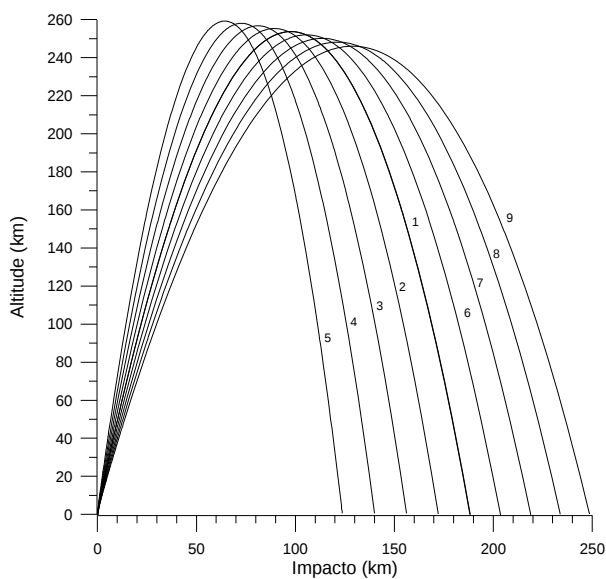


Figura 52 - Desempenho do VSB-30 com desvios em elevação

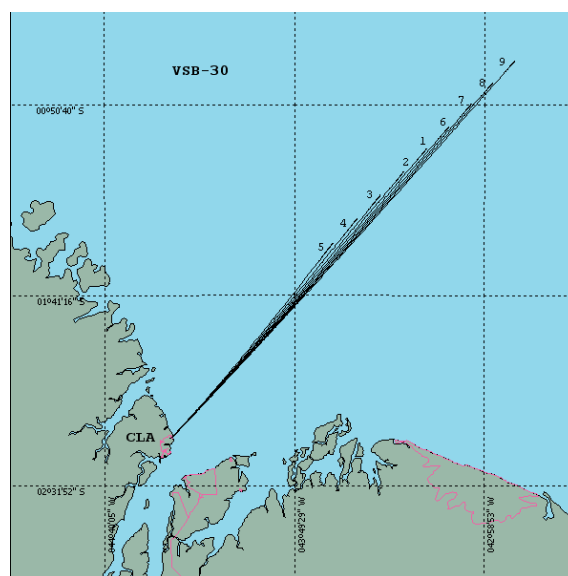


Figura 53 - Trajetórias do VSB-30 com desvios em elevação

4.7.2 Foguete de Sondagem VS-30

O VS-30, figura 54, é um foguete de sondagem mono-estágio, que corresponde ao 1º estágio do Sonda III. O VS-30 foi desenvolvido em cooperação tecnológica junto à Agência Espacial Alemã (DLR), o que permite a recuperação de cargas úteis transportadas nos experimentos científicos de microgravidade (AEB, 2007).



Figura 54 - VS-30

A tabela 3 mostra os resultados de simulações de trajetórias, realizadas pelo *software* ROSI, para o foguete de sondagem VS-30, variando os ângulo de azimuth e elevação independentemente, de 0.5 em 0.5 grau. O objetivo dessa simulação é mostrar o quanto pode influenciar um possível erro nos ângulos de azimuth e elevação, para a trajetória do VS-30.

TABELA 3 - Resultados das trajetórias para o VS-30

Número da Trajetória	Elevação (graus)	Azimuth (graus)	Apogeu (km)	Distância de Impacto (km)	Azimuth de Impacto (graus)
1	83.0	70.0	198.2	127.4	68.576
2	83.5	70.0	199.1	118.1	68.458
3	84.0	70.0	199.9	108.7	68.320
4	84.5	70.0	200.7	99.2	68.156
5	85.0	70.0	201.5	89.6	67.954
6	82.5	70.0	197.2	136.6	68.676
7	82.0	70.0	196.1	145.7	68.764
8	81.5	70.0	195.0	154.7	68.842
9	81.0	70.0	193.8	163.5	68.910
10	83.0	70.5	198.2	127.3	69.109
11	83.0	71.0	198.2	127.3	69.642
12	83.0	71.5	198.2	127.3	70.175
13	83.0	72.0	198.2	127.3	70.709
14	83.0	69.5	198.2	127.4	68.043
15	83.0	69.0	198.2	127.4	67.510
16	83.0	68.5	198.2	127.4	66.977
17	83.0	68.0	198.2	127.5	66.445

Nas figuras 55 e 56 são apresentadas as trajetórias com modificações no ângulo de azimuth. Essa variação não altera o desempenho de vôo. A variação pode ser observada no azimuth de impacto.

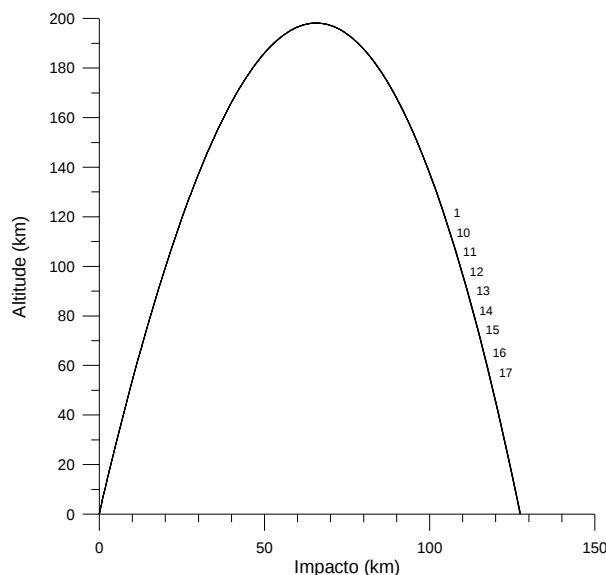


Figura 55 - Desempenho do VS-30 com desvios em azimuth

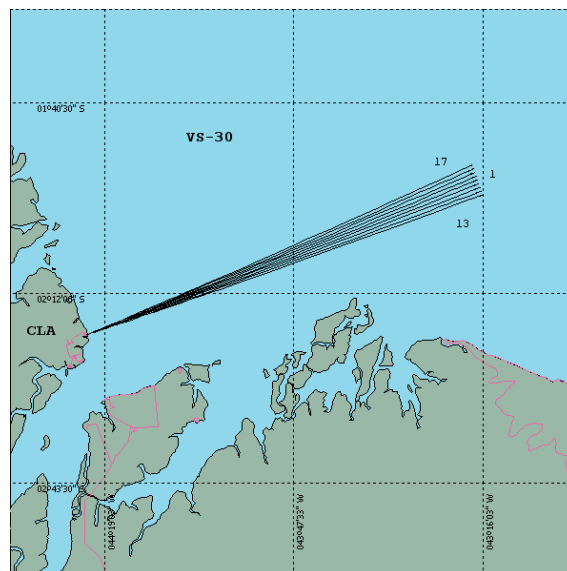


Figura 56 - Trajetórias do VS-30 com desvios em azimuth

Nas figuras 57 e 58 são apresentadas as trajetórias com modificações no ângulo de elevação. Essa variação produziu uma diferença de até 4.4 km no apogeu e 37.8 km de distância de impacto do VS-30, comparada com a trajetória nominal (1).

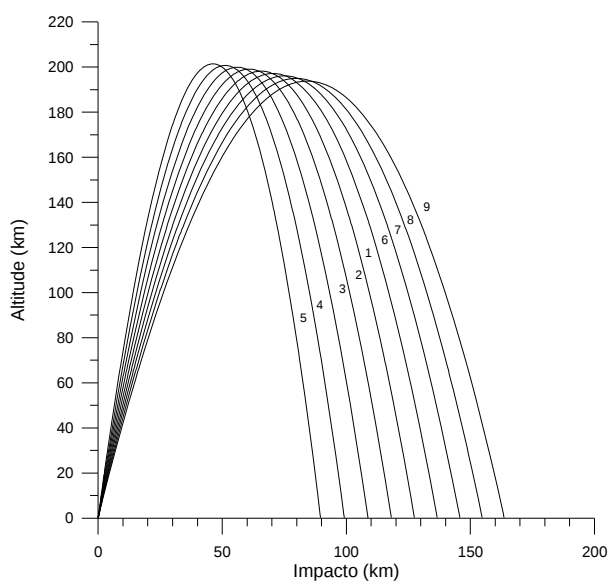


Figura 57 - Desempenho do VS-30 com desvios em elevação

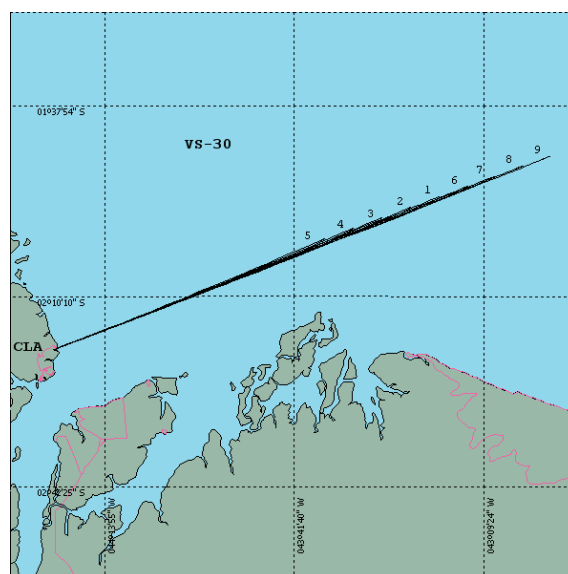


Figura 58 - Trajetórias do VS-30 com desvios em elevação

4.7.3 Foguete de Sondagem VS-40

O foguete VS-40, figura 59, foi desenvolvido para realizar testes do quarto estágio do Veículo Lançador de Satélites - VLS em ambiente de vácuo, além de outros experimentos de interesse do projeto VLS. Esse foguete pode efetuar missões com cargas úteis científicas e tecnológicas de até 500 kg em trajetórias de 650 km de apogeu (AEB, 2007).



Figura 59 - VS-40

A tabela 4 mostra os resultados de simulações de trajetórias, realizadas pelo *software* ROSI, para o foguete de sondagem VS-40, variando os ângulo de azimuth e elevação independentemente, de 0.5 em 0.5 grau. O objetivo dessa simulação é mostrar o quanto pode influenciar um possível erro nos ângulos de azimuth e elevação, para a trajetória do VS-40.

TABELA 4 - Resultados das trajetórias para o VS-40

Número da Trajetória	Elevação (graus)	Azimute (graus)	Apogeu (km)	Distância de Impacto (km)	Azimute de Impacto (graus)
1	85.0	75.0	433.5	310.1	72.940
2	85.5	75.0	437.2	277.5	72.734
3	86.0	75.0	440.4	244.2	72.476
4	86.5	75.0	443.1	210.5	72.130
5	87.0	75.0	445.5	176.3	71.645
6	84.5	75.0	429.5	342.2	73.106
7	84.0	75.0	425.0	373.5	73.241
8	83.5	75.0	420.2	404.0	73.355
9	83.0	75.0	415.0	433.7	73.456
10	85.0	75.5	433.5	310.1	73.492
11	85.0	76.0	433.5	310.0	74.043
12	85.0	76.5	433.5	310.0	74.595
13	85.0	77.0	433.6	309.9	75.147
14	85.0	74.5	433.5	310.2	72.389
15	85.0	74.0	433.5	310.3	71.838
16	85.0	73.5	433.5	310.4	71.287
17	85.0	73.0	433.5	310.4	70.736

Nas figuras 60 e 61 são apresentadas as trajetórias com modificações no ângulo de azimuth. Essa variação não altera o desempenho de voo. A variação pode ser observada no azimuth de impacto.

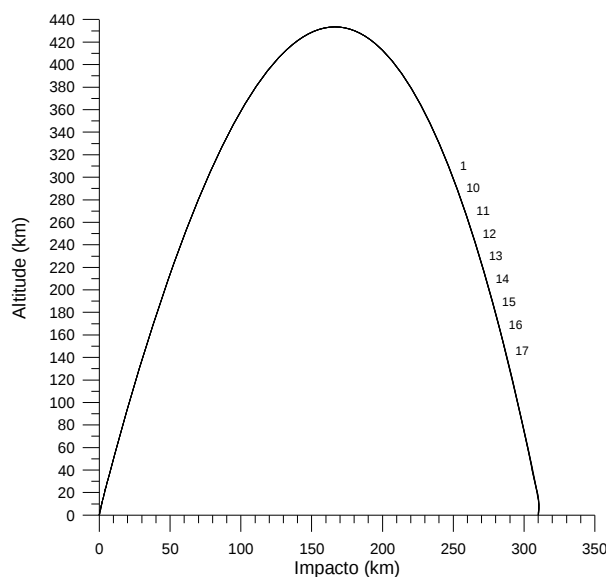


Figura 60 - Desempenho do VS-40 com desvios em azimuth

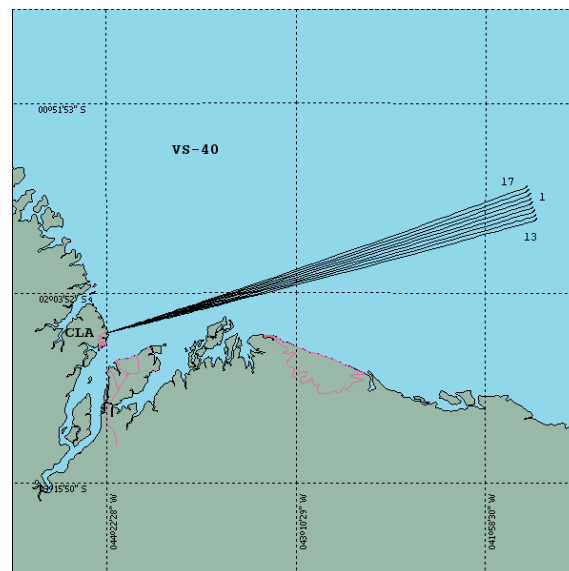


Figura 61 - Trajetórias do VS-40 com desvios em azimuth

Nas figuras 62 e 63 são apresentadas as trajetórias com modificações no ângulo de elevação. Essa variação produziu uma diferença de até 18.5 km no apogeu e 133.8 km de distância de impacto do VS-40, comparada com a trajetória nominal (1).

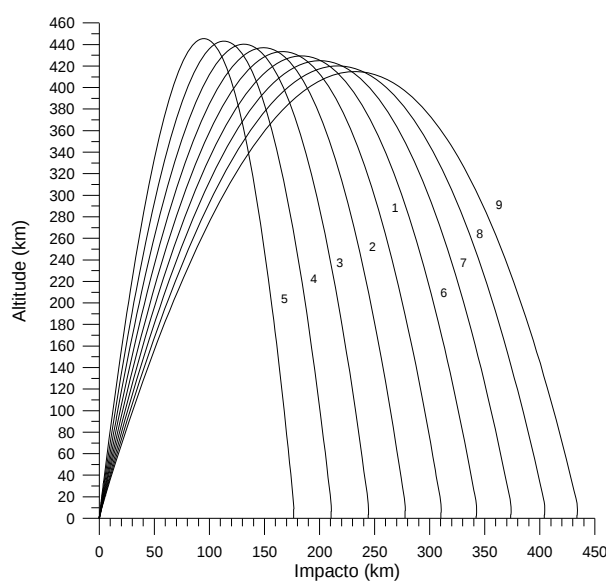


Figura 62 - Desempenho do VS-40 com desvios em elevação

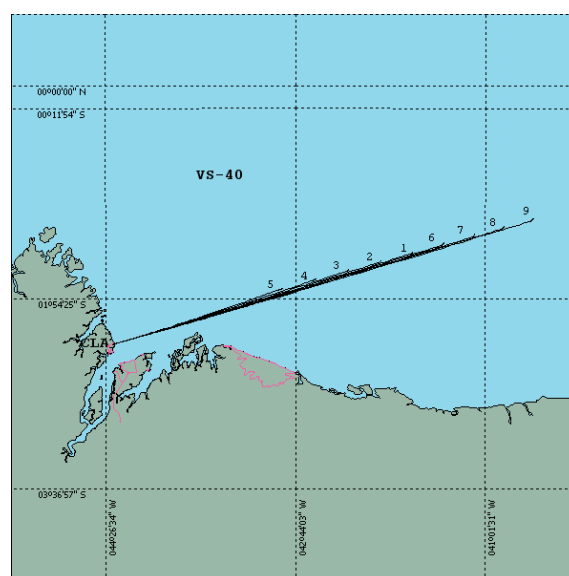


Figura 63 - Trajetórias do VS-40 com desvios em elevação

CAPÍTULO 5 - ENSAIOS PRÁTICOS

Este capítulo apresenta o protótipo do lançador, elaborado para atender os ensaios práticos desta tese, as especificações e funções de cada componente da bancada e os resultados das simulações realizadas com o protótipo do lançador.

5.1 BANCADA DE SIMULAÇÕES DO PROTÓTIPO

A bancada do protótipo foi construída para realizar todas as simulações necessárias para validar a automatização de um lançador de foguetes de sondagem não-controlados proposto neste trabalho. A figura 64 apresenta uma vista geral da bancada do protótipo, com a identificação dos principais componentes utilizados para a realização dos trabalhos de automatização do ajuste do lançador. Foram utilizadas as instalações do Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, Divisão de Sistemas Espaciais – ASE, para o desenvolvimento desta bancada.

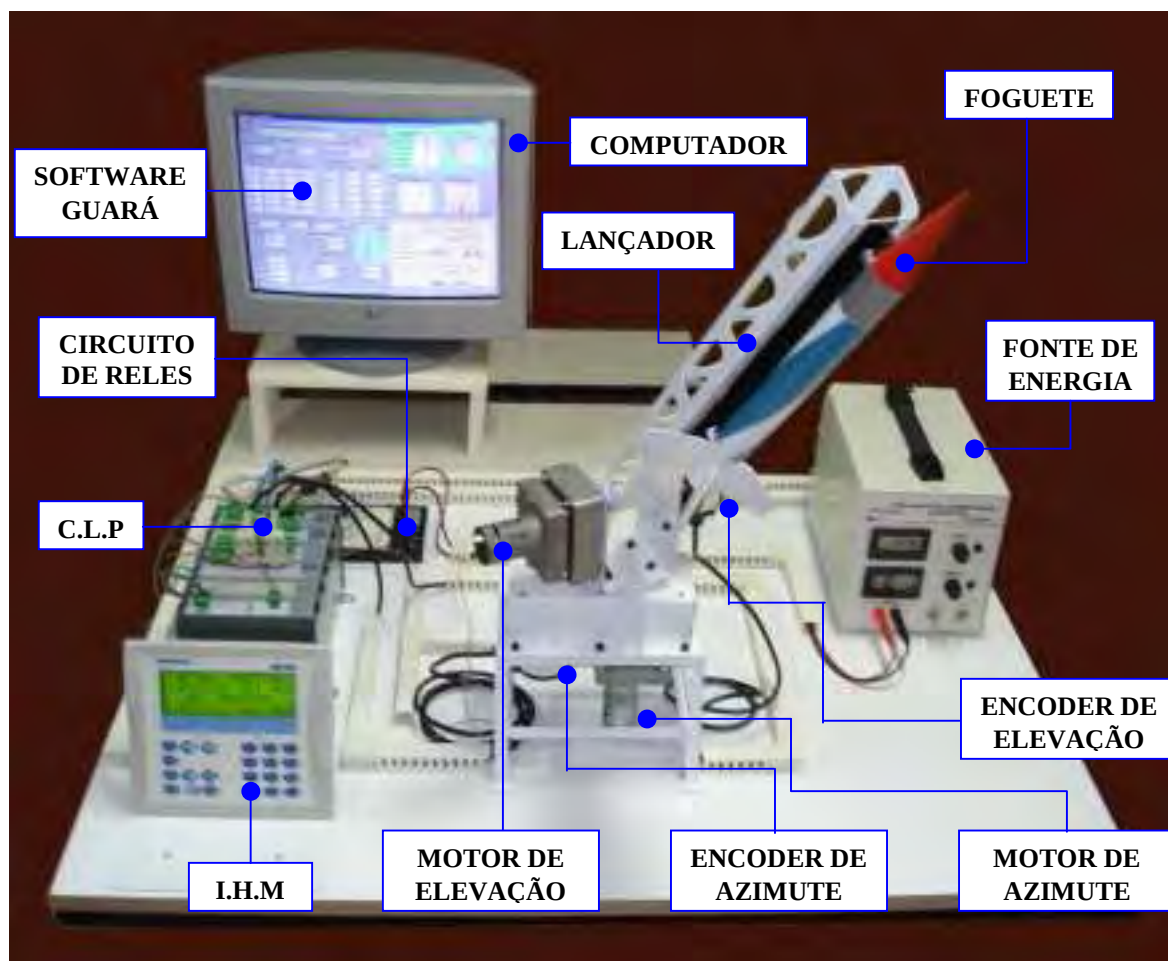


Figura 64 - Bancada de simulações do protótipo

5.2 PRINCIPAIS COMPONENTES DO PROTÓTIPO

O C.L.P, figura 65, foi especificado para atender todas as características necessárias para a aplicação proposta neste trabalho. Durante a especificação desse controlador foi necessário, além de contatos telefônicos, algumas visitas técnicas à empresa Atos, fabricante do C.L.P. As maiores preocupações estavam relacionados com o módulo de contagem rápida, responsável pela leitura dos *encoders* e o protocolo de comunicação, responsável pela comunicação entre o *software* GUARÁ e o C.L.P.

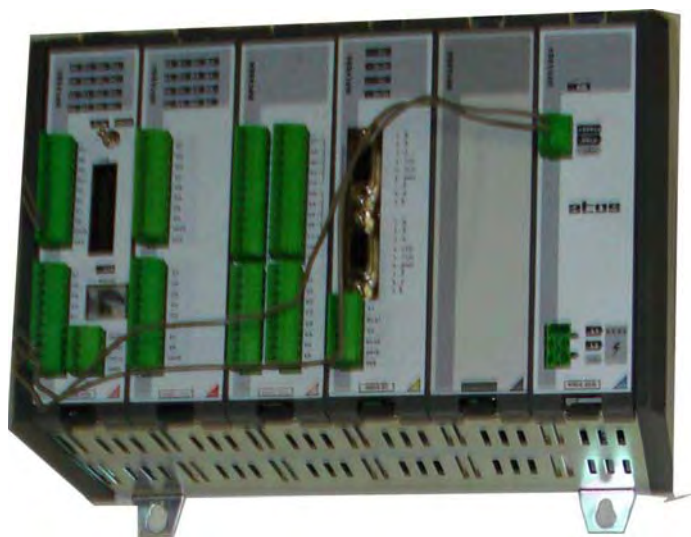


Figura 65 - C.L.P marca Atos

Controlador Lógico Programável, marca Atos, foi especificado para este trabalho, com os seguintes componentes:

- Bastidor de 06 passos.
- Módulo fonte chaveada 93 a 250Vca com saída auxiliar de 24Vcc 500mA.
- Módulo contador rápido – 2 Canais até 100kHz., CPU XA 64k RAM, Bastidor em Lítio, relógio, calendário, RS232 e RS485, saída I.H.M paralelo, 8ED NPN e 8SD NPN, (2A máximo), uma entrada *encoder* 3khz bidirecional, Módulo de expansão com 16ED NPN 24Vcc transistorizadas,
- Módulo de expansão com 16ED NPN ou PNP 24Vcc transistorizados e 16SD a relé (2A Max. por saída).

- Módulo conversor RS232/RS485 isolado com bastidor, e Biblioteca (DLL), para a programação do protocolo de comunicação entre o *software* GUARÁ e o CLP.

A I.H.M local, figura 66, possui as seguintes especificações: I.H.M LCD 4x20 caracteres 9mm, teclado numérico, quatro teclas de funções, doze micro lâmpadas de sinalização (ATOS, 2007).



Figura 66 - I.H.M marca Atos

O *encoder*, figura 67, possui as seguintes especificações: *Encoder* incremental bidirecional com eixo rígido, com flange de 63,5 X 63,5. Diâmetro do eixo de 10mm. Alimentação de 24V e saída de 5V. Seis canais ABO+ABO. Conexão com cabo de dois metros. Fixação radial. Resolução: 3600 pulsos por giro, (HOHNER, 2007).



Figura 67 - *Encoder* marca Hohner

O Motoredutor, figura 68, possui as seguintes especificações: Motoredutor duplo de 0,5 rpm de saída, 24 volts, torque de 78 kgf cm. Dimensões da flange de fixação 90 x 75mm, eixo de 9,5 mm de diâmetro (MOTRON, 2007).



Figura 68 - Motoredutor marca Motron

5.3 DIAGRAMA DE LIGAÇÃO DO PROTÓTIPO

A figura 69 mostra o diagrama de ligação utilizado para efetuar as principais interligações dos componentes do protótipo do lançador com o C.L.P e o computador.

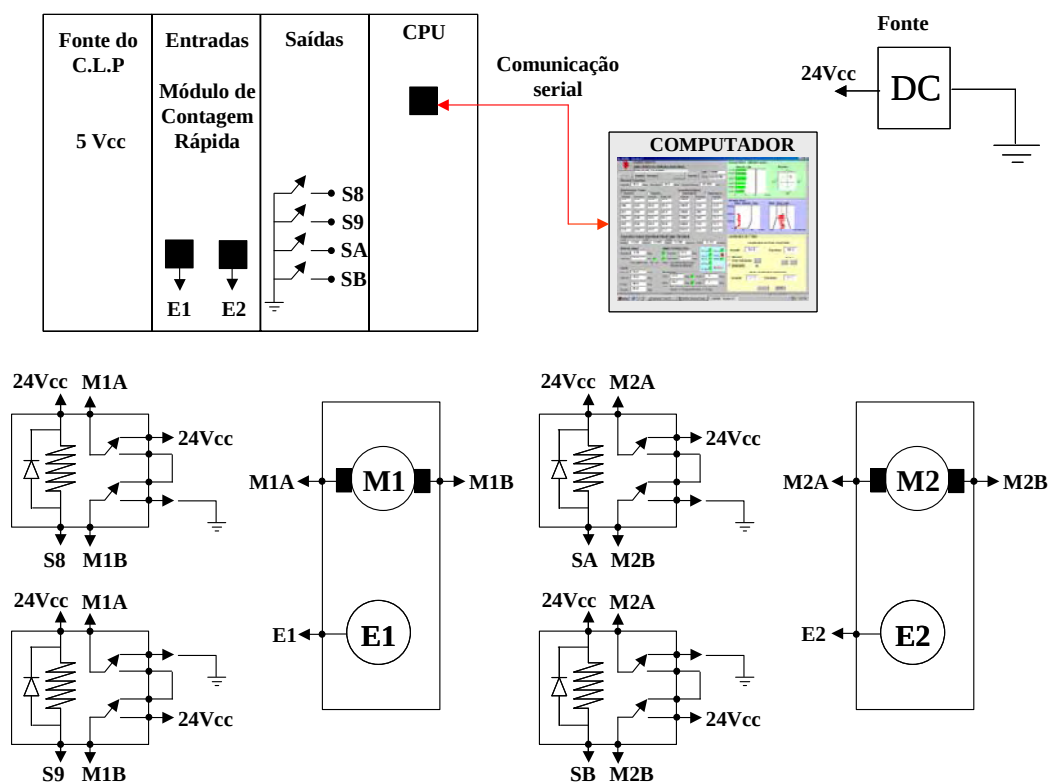


Figura 69 - Diagrama de ligação

Na figura 69, as nomenclaturas possuem os seguintes significados:

- E1 – *Encoder* 1 (leitura do ângulo de elevação).
- E2 – *Encoder* 2 (leitura do ângulo de azimute).
- M1 – Motoredutor 1 (Motoredutor de movimentação de elevação).
- M1A – Pólo A do motoredutor M1.
- M1B – Pólo B do motoredutor M1.
- M2 – Motoredutor 2 (Motoredutor de movimentação de azimute).
- M2A – Pólo A do motoredutor M2.
- M2B – Pólo B do motoredutor M2.
- SA – Contato para ligar motoredutor de azimute no sentido horário.
- SB – Contato para ligar motoredutor de azimute no sentido anti-horário.
- S8 – Contato para ligar motoredutor de elevação no sentido horário.
- S9 – Contato para ligar motoredutor de elevação no sentido anti-horário.

A tabela 5 mostra a ação executada pelo C.L.P em função do programa de controle contido no apêndice 2.

TABELA 5 - Funções das saídas do C.L.P

Memória de saída do C.L.P	Contatos de saída do C.L.P	Ação
0198	S8	Liga motoredutor de elevação no sentido horário
0199	S9	Liga motoredutor de elevação no sentido anti-horário
019A	SA	Liga motoredutor de azimute no sentido horário
019B	SB	Liga motoredutor de azimute no sentido anti-horário

5.4 RESULTADOS DA SIMULAÇÃO

O desenvolvimento, montagem do protótipo e as simulações de ajuste do lançador foram realizados dentro das instalações do Instituto de Aeronáutica e Espaço - Divisão de Sistemas Espaciais - Subdivisão de Dinâmica de Vão. Foram utilizados dados reais de ventos, colhidos durante campanhas de lançamentos de foguetes, do Centro de lançamento de Alcântara, por meio de torre anemométrica até 112 metros, e por sondagem atmosférica utilizando balões até 20.000 metros. As informações dos ventos para o uso nas simulações de cálculo e ajuste do lançador, utilizando o *software* GUARÁ, foram armazenadas em forma de arquivo. É necessário em torno de uma hora e 30 minutos, para um balão de sondagem atmosférica chegar a 20.000 metros. Portanto, o sistema proposto deverá ser capaz de realizar a correção do ajuste do lançador durante todo esse período de tempo. O sistema foi preparado para essas simulações, e efetuou as correções nos ângulos de azimute e elevação a cada 20 segundos, de acordo com os valores calculados pelo *software* GUARÁ no modo automático de correção do lançador. Os resultados alcançados por meio das simulações foram satisfatórios. Foram utilizados dados de ventos colhidos no CLA nas seguintes datas:

- 01/12/2002.
- 23/10/2004.
- 11/05/2006.

Foram utilizadas as informações de três foguetes brasileiros distintos, para a realização das simulações de ajuste do lançador:

- VSB-30.
- VS-30.
- VS-40.

O *software* GUARÁ foi preparado para armazenar as informações de tempo, azimute calculado, azimute atual, elevação calculada e elevação atual, a cada um segundo em um arquivo, denominado “adjust.dat”. Por meio desse arquivo foram gerados gráficos para registrar os resultados das simulações.

5.4.1 Simulações de Ajuste para o VSB-30

As figuras 70 a 75 apresentam os resultados das simulações de ajuste de elevação e azimute para o VSB-30, utilizando dados de ventos reais colhidos em 01/12/2002, 23/10/2004 e 11/05/2006 no CLA.

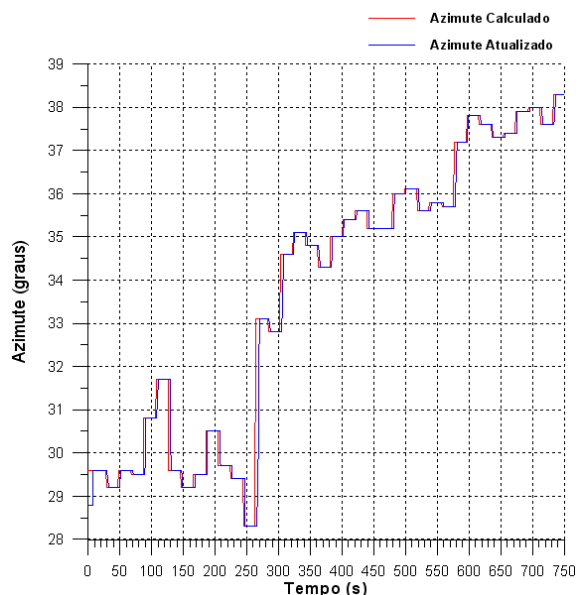


Figura 70 - VSB-30 ajuste do azimute para ventos de 2002

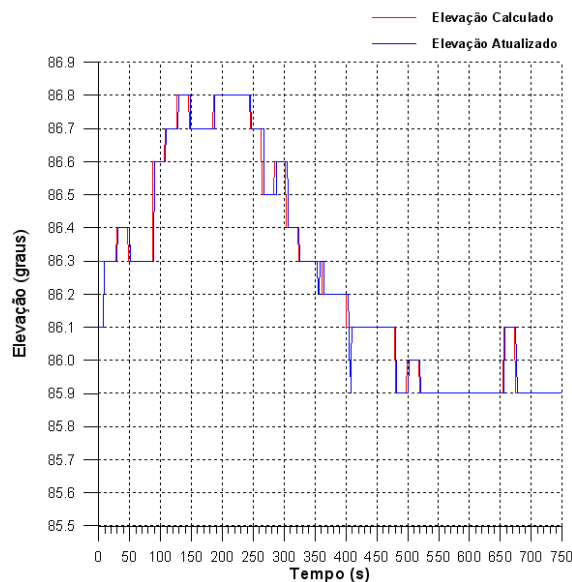


Figura 71 - VSB-30 ajuste da elevação para ventos de 2002

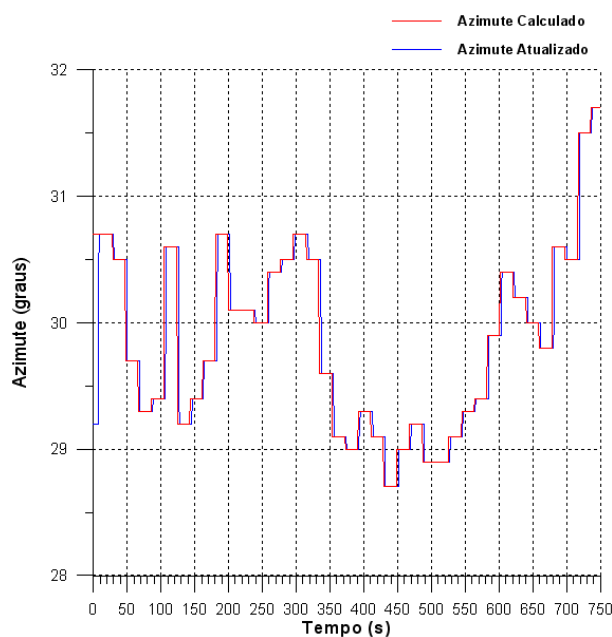


Figura 72 - VSB-30 ajuste do azimute para ventos de 2004

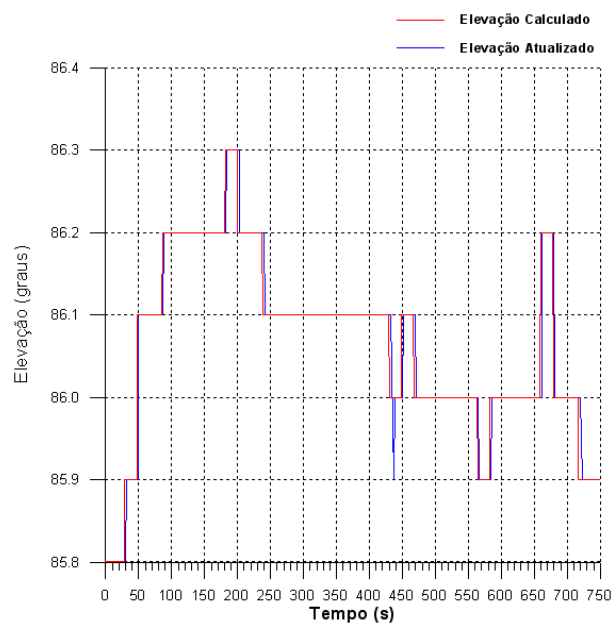


Figura 73 - VSB-30 ajuste da elevação para ventos de 2004

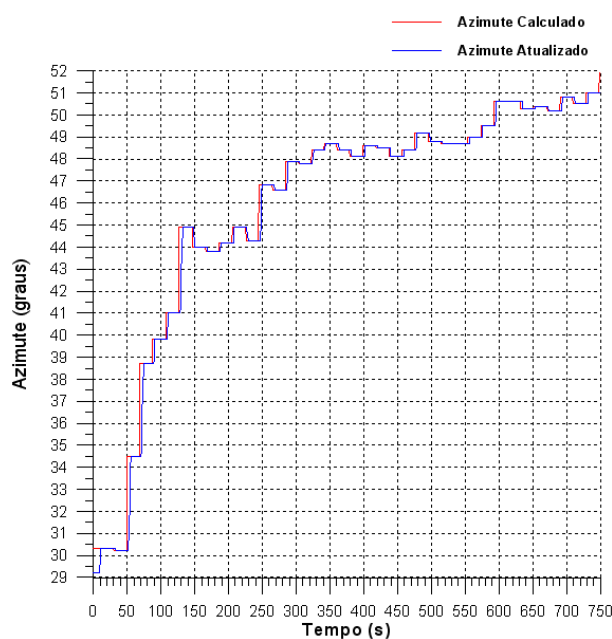


Figura 74 - VSB-30 ajuste do azimute para ventos de 2006

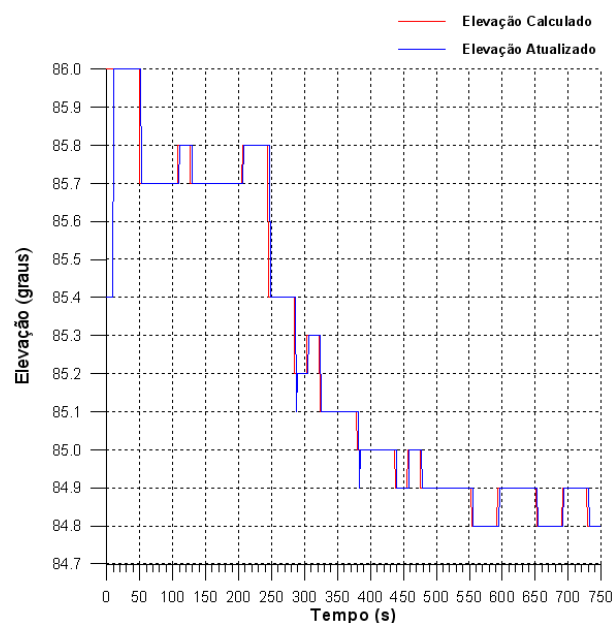


Figura 75 - VSB-30 ajuste da elevação para ventos de 2006

5.4.2 Simulações de Ajuste para o VS-30

As figuras 76 a 81 apresentam os resultados das simulações de ajuste de elevação e azimute para o VS-30, utilizando dados de ventos reais colhidos em 01/12/2002, 23/10/2004 e 11/05/2006 no CLA.

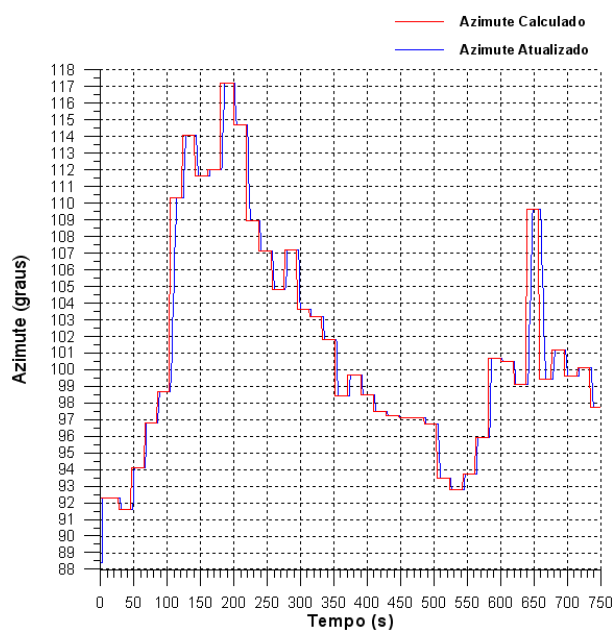


Figura 76 - VS-30 ajuste do azimute para ventos de 2002

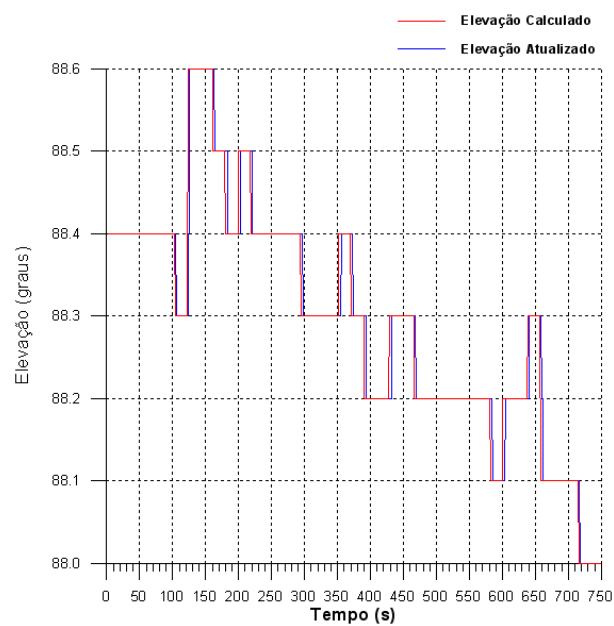


Figura 77 - VS-30 ajuste da elevação para ventos de 2002

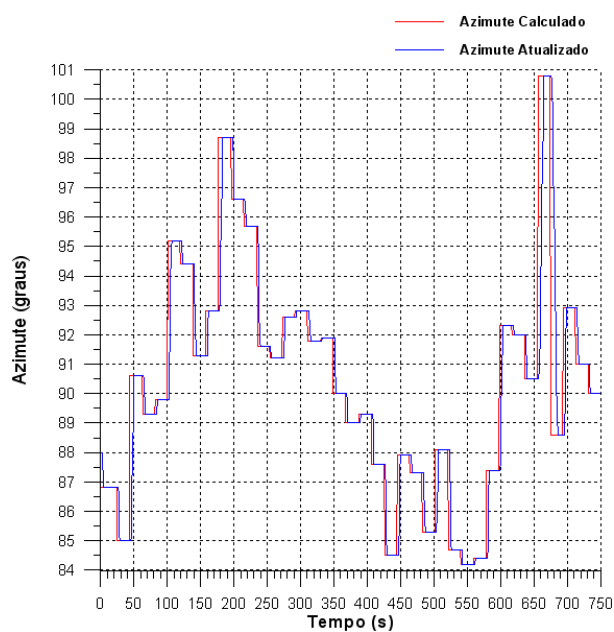


Figura 78 - VS-30 ajuste do azimute para ventos de 2004

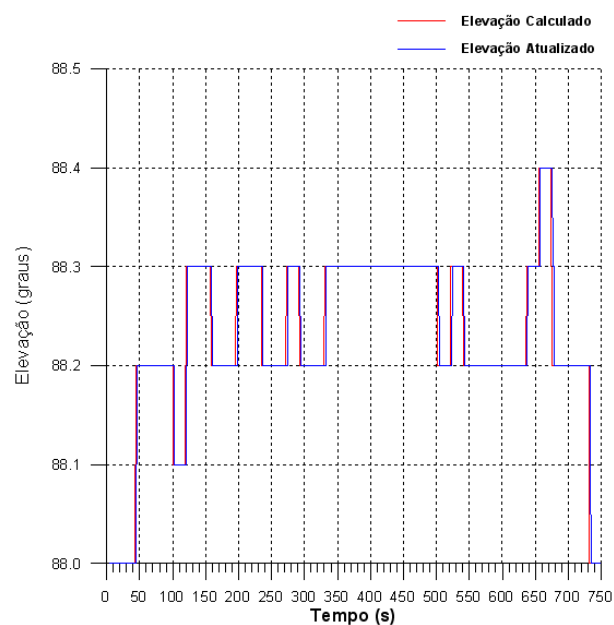


Figura 79 - VS-30 ajuste da elevação para ventos de 2004

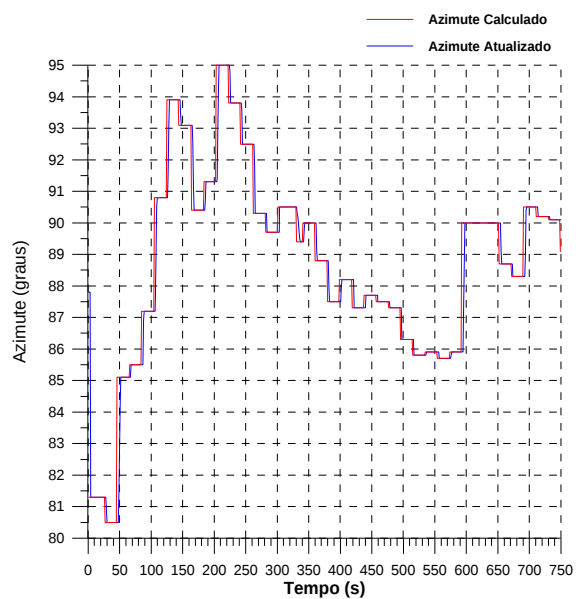


Figura 80 - VS-30 ajuste do azimute para ventos de 2006

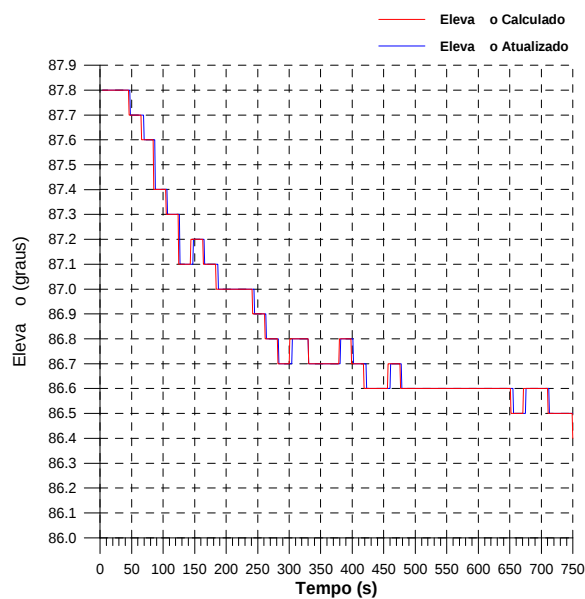


Figura 81 - VS-30 ajuste da elevação para ventos de 2006

5.4.3 Simulações de Ajuste para o VS-40

As figuras 82 a 87 apresentam os resultados das simulações de ajuste de elevação e azimuth para o VS-40, utilizando dados de ventos reais colhidos em 01/12/2002, 23/10/2004 e 11/05/2006 no CLA.

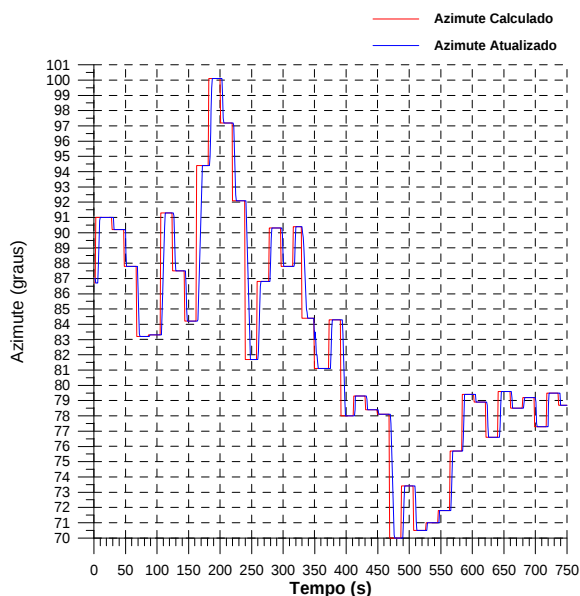


Figura 82 - VS-40 ajuste do azimuth para ventos de 2002

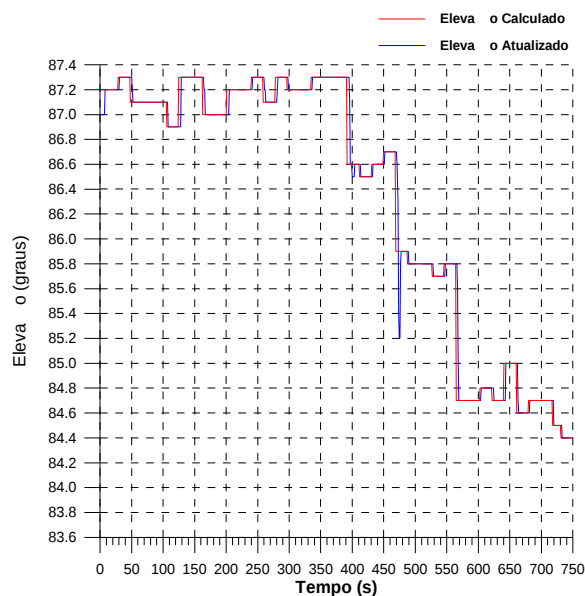


Figura 83 - VS-40 ajuste da elevação para ventos de 2002

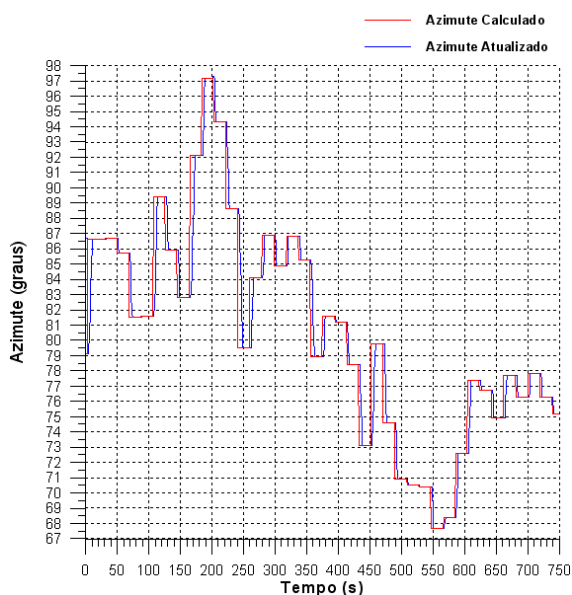


Figura 84 - VS-40 ajuste do azimuth para ventos de 2004

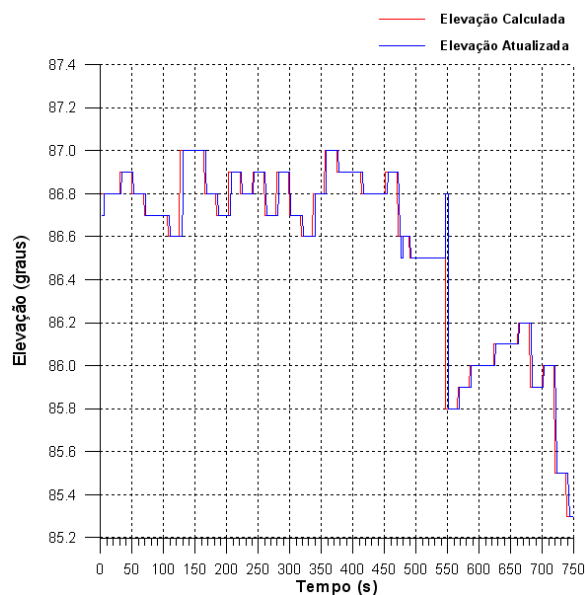


Figura 85 - VS-40 ajuste da elevação para ventos de 2004

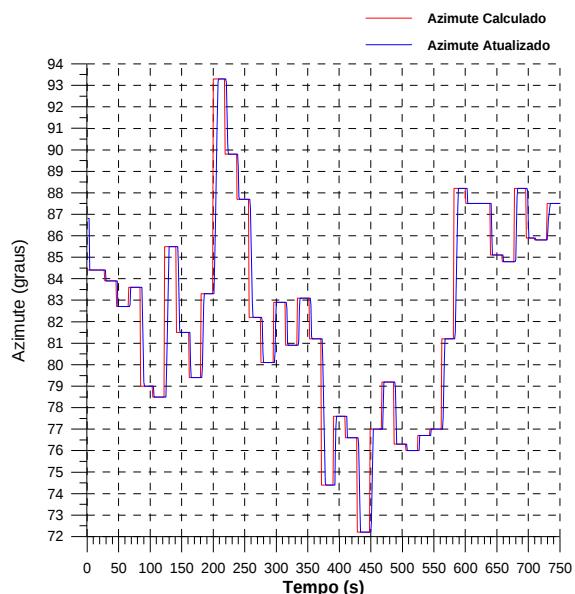


Figura 86 - VS-40 ajuste do azimuth para ventos de 2006

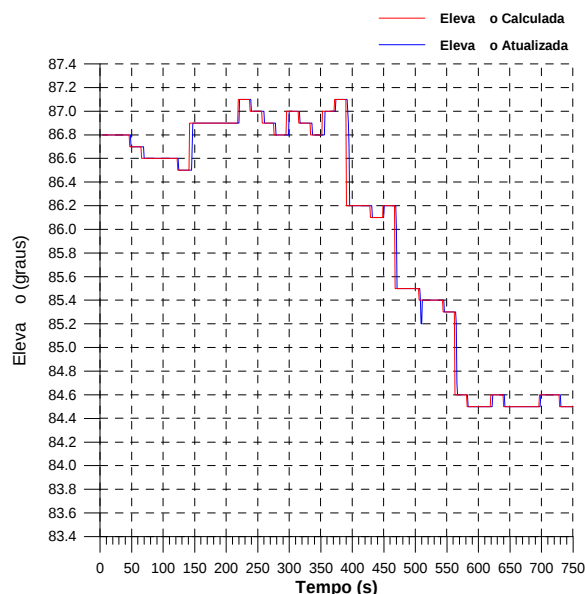


Figura 87 - VS-40 ajuste da elevação para ventos de 2006

Todas as correções foram realizadas com sucesso, dentro do limite de tempo de correção de 20 segundos adotado para as simulações no modo automático do novo sistema incorporado ao *software* GUARÁ.

Em alguns casos, é possível notar nas figuras 71, 73, 75, 83, 84, 85 e 87 uma ligeira ultrapassagem do valor de azimuth ou elevação atualizado em relação ao calculado. Isso ocorre quando a inércia da velocidade dos motores ultrapassa o valor desejado requerido pelo sistema, pois a precisão desejada é de décimos de graus. Isso é tolerável, pois o sistema corrige tal desvio dentro do tempo de 20 segundos, adotado para cada correção.

No apêndice 5 são apresentados os gráficos dos ventos colhidos no CLA (Altitude x Direção do Vento e Altitude x Velocidade do Vento) de 01/12/2002, 23/10/2004 e 11/05/2006, utilizados nas simulações deste trabalho.

No apêndice 6 são apresentados algumas imagens do lançador, posicionado em diferentes ângulos.

CAPÍTULO 6 - PROPOSTA DE AJUSTE DO LANÇADOR

Este capítulo tem como finalidade apresentar uma proposta de procedimento para a realização do ajuste do lançador, utilizando o módulo de controle implementado no *software* GUARÁ. Dependendo das características do centro de lançamento, pode-se ter um procedimento diferente do apresentado a seguir.

6.1 DESCRIÇÃO DA PROPOSTA DE AJUSTE

Para a implementação em campo, deverá ser integrado ao *software* GUARÁ, o tempo cronológico do lançamento. Esse sistema mostrará na tela do GUARÁ o tempo (em contagem regressiva) que falta para o lançamento do foguete.

Nas simulações de ajuste do lançador utilizando o protótipo, em módulo automático, foi estipulado um tempo de correção a cada 20 segundos. Esse intervalo de tempo deverá ser escolhido pelo operador da SVO, podendo esse tempo variar conforme necessidade de cada missão. Dependendo das características do foguete, o mesmo pode ser mais ou menos vulnerável a influência dos ventos.

O operador da SVO tem autonomia total sobre o ajuste do lançador. O mesmo pode interromper o lançamento a qualquer momento, se perceber que as condições para o lançamento não estiverem adequadas. A estratégia para a realização do último ajuste, utilizando o módulo de controle implementado no *software* GUARÁ, com o relógio cronológico implementado, será o seguinte:

Passo 1: Em 2 horas e 40 minutos (H0-02:40) para o vôo, é lançado o primeiro balão de sondagem. Essa etapa, denominada Sondagem de Grandes Altitudes - SGA, coleta informações dos ventos, por meio da radiossonda, até uma altitude de aproximadamente 30.000 metros de altitude. Tais informações são processadas e enviadas para o *software* GUARÁ. Nesse passo o módulo de controle do *software* GUARÁ estará em modulo manual, com a I.H.M local desabilitada para casamata. O posicionamento do lançador deverá estar em azimute e elevação nominais.

Passo 2: Em 45 minutos (H0-00:45) para o vôo, é lançado o segundo balão de sondagem. Essa etapa denominada Sondagem de Baixas Altitudes – SBA, coleta

informações dos ventos, por meio da radiossonda, até 5.000 metros de altitude. Tais informações são processadas e enviadas para o *software* GUARÁ atualizando-o com os dados de ventos até 5.000 metros de altitude. O módulo de controle do GUARÁ permanece em manual.

Passo 3: Em 05 minutos (H0-00:05) para o vôo, é lançado o terceiro balão de sondagem. Essa etapa denominada Sondagem de Baixas Altitudes reduzida – SBAr, coleta informações dos ventos, por meio da radiossonda, até 1.500 metros de altitude. Tais informações são processadas e enviadas para o *software* GUARÁ atualizando-o com os dados de ventos até 1.500 metros. Nesse instante, automaticamente, o módulo de controle do GUARÁ passa para semi-automático. Esse módulo permite o SVO ajustar o lançador para compensação dos ventos, no tempo que o mesmo achar mais conveniente.

Passo 4: Em 2 minutos (H0-00:02) para o vôo, automaticamente, o módulo de controle do GUARÁ passa para automático, atualizando os valores de azimuth e elevação do lançador a cada 20 segundos.

Passo 5: Em 10 segundos (H0-00:00:10) para o lançamento, o lançador realiza o seu último ajuste automático antes do lançamento, ou seja, o *software* GUARÁ não enviará nenhuma outra ação de ajuste ao lançador nesse período.

Passo 6: Em 5 segundos (H0-00:00:05) para o lançamento. Caso a comparação dos valores atual e calculado de azimuth e elevação do lançador estiverem fora dos limites toleráveis permitidos a segurança de vôo, retornar ao passo 3. Se a comparação dos valores atual e calculado de azimuth e elevação do lançador estiverem dentro desses limites, a contagem regressiva prosseguirá.

Passo 7: Em 2 segundos (H0-00:00:02) para o lançamento, os motores do lançador de azimuth e elevação serão desligados, por segurança, para evitar do lançador estar em movimento no momento do lançamento.

Passo 8: (H0) Lançamento.

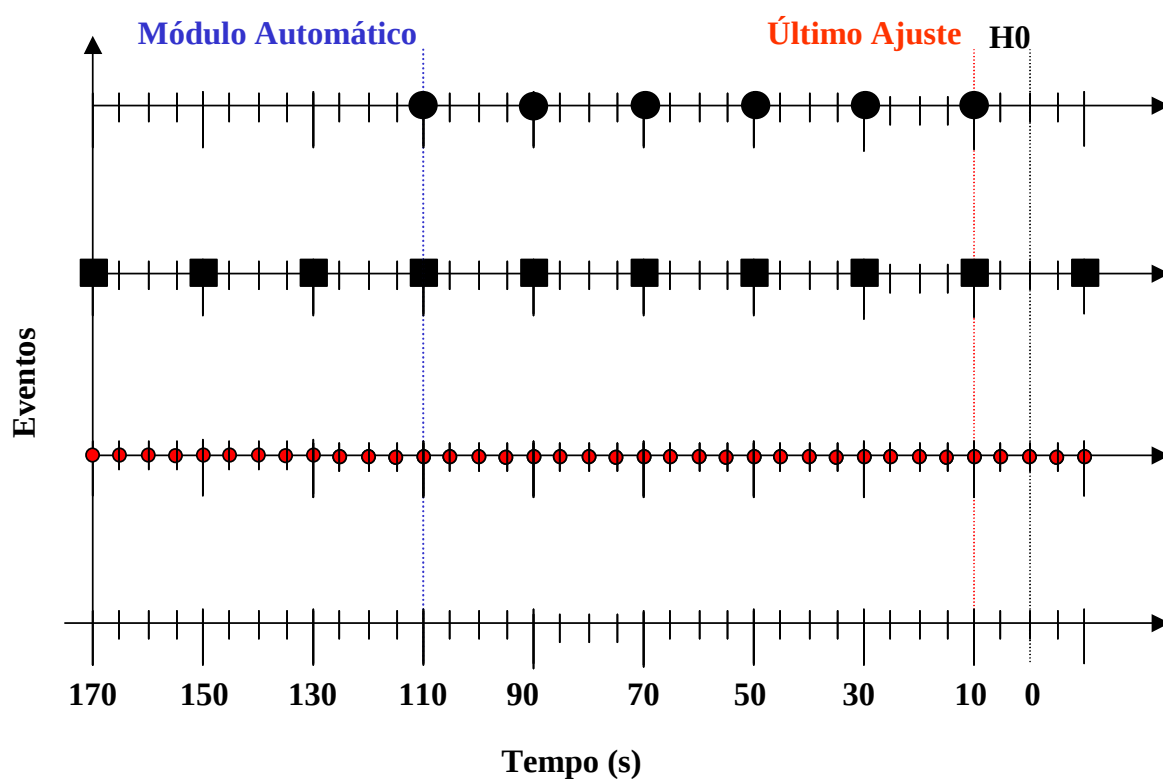
Observações:

- A qualquer momento a contagem regressiva poderá ser interrompida pelo operador da SVO, retornando a contagem regressiva ao passo 1 ou 3,

conforme necessidade ou até mesmo suspender a contagem se as condições de lançamento não estiverem adequadas.

- As informações dos anemômetros são atualizadas a cada 20 segundos. As informações da radiossonda são enviadas a cada 5 segundos.

A figura 88 mostra a seqüência de informações e atualizações no ajuste do lançador nos últimos minutos antes do lançamento, no módulo automático de operação.



Legenda:

- Intervalos de Ajuste Automático do Lançador (20s)
- Intervalos de Atualização de dados dos Anemômetros (20s)
- Intervalos de Atualização de dados da Radiossonda (5s)

Figura 88 - Seqüência de eventos para o ajuste do lançador

6.2 COMPARAÇÃO ENTRE O SISTEMA ATUAL E PROPOSTO

De acordo com as simulações operacionais realizadas na subseção 5.4 dessa tese, figuras 70 a 87, o ajuste do lançador no momento H0, pelo método atual e pelo método proposto foram considerados, como segue a seguir:

- Momento H0 são os últimos valores de azimuth e elevação registrados.
- Método Atual são os valores registrados a sete minutos antes do H0.
- Método Proposto são os valores registrados a 10 segundos antes do H0.

As tabelas 6, 7 e 8 mostram os valores de azimuth e elevação (em graus) coletados dos gráficos das figuras 70 a 87, das simulações operacionais realizados com o protótipo, utilizando informações reais de ventos, para os foguetes VSB-30, VS-30 e VS-40. Nessas tabelas também são apresentadas comparações de dispersão de área de impacto (em km), considerando apenas o parâmetro de ajuste do lançador.

TABELA 6 - Resultados da comparação de ajuste para o VSB-30

	Momento H0		Método Atual			Método Proposto		
	AZ.	EL.	AZ.	EL.	Dispersão	AZ.	EL.	Dispersão
Ventos de 2002	38.2	85.9	35.2	86.3	13.0 km	37.5	85.9	1.7 km
Ventos de 2004	31.7	85.9	29.6	86.1	6.6 km	31.5	86.0	3.3 km
Ventos de 2006	51.0	84.8	48.5	85.3	16.2 km	50.7	84.9	3.2 km

TABELA 7 - Resultados da comparação de ajuste para o VS-30

	Momento H0		Método Atual			Método Proposto		
	AZ.	EL.	AZ.	EL.	Dispersão	AZ.	EL.	Dispersão
Ventos de 2002	97.5	88.0	103.0	88.3	9.4 km	100.1	88.1	4.5 km
Ventos de 2004	90.0	88.0	92.0	88.3	5.8 km	91.0	88.2	3.8 km
Ventos de 2006	89.1	86.4	90.5	86.8	7.7 km	89.5	86.5	3.9 km

TABELA 8 - Resultados da comparação de ajuste para o VS-40

	Momento H0		Método Atual			Método Proposto		
	AZ.	EL.	AZ.	EL.	Dispersão	AZ.	EL.	Dispersão
Ventos de 2002	78.9	84.4	84.4	87.2	77.5 km	79.5	84.5	6.3 km
Ventos de 2004	75.1	85.3	86.9	86.6	79.1	76.1	85.5	12.5 km
Ventos de 2006	87.5	84.5	80.9	86.9	87.7 km	85.8	84.6	9.9 km

De acordo com os resultados da comparação de ajuste de azimuth e elevação do lançador contidos nas tabelas 6, 7 e 8, é possível observar que o método proposto diminui a área de dispersão de impacto dos foguetes em questão. Isso se deve ao fato de que o último ajuste do lançador é realizado segundos antes de seu lançamento, aumentando a precisão de ajuste. Em alguns casos a diminuição da área de impacto é bem significativa. Com esse ganho na minimização da área de impacto, os custos e as dificuldades de lançamentos diminuirão, pois com uma diminuição na área de dispersão, os helicópteros e as embarcações que fazem o regaste desses foguetes consumirão menos combustível, e também terão maiores facilidades de regaste, decorrentes da diminuição da área de impacto.

As figuras 89 a 97 mostram os resultados da área de dispersão do ponto de impacto de foguetes, utilizados nas comparações realizadas entre o método atual (MA) de ajuste do lançador e o método proposto (MP), listados nas tabelas 6, 7 e 8.

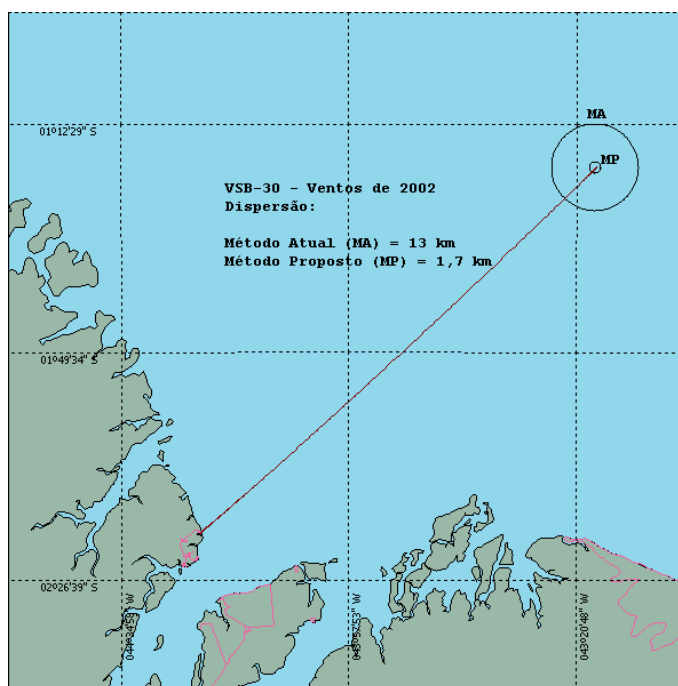


Figura 89 - Dispersão do VSB-30 (ventos de 2002)

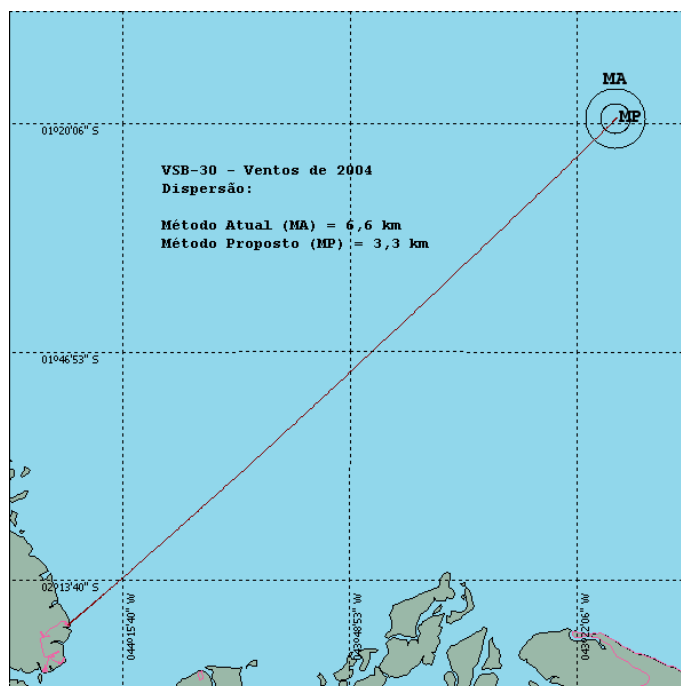


Figura 90 - Dispersão do VSB-30 (ventos de 2004)

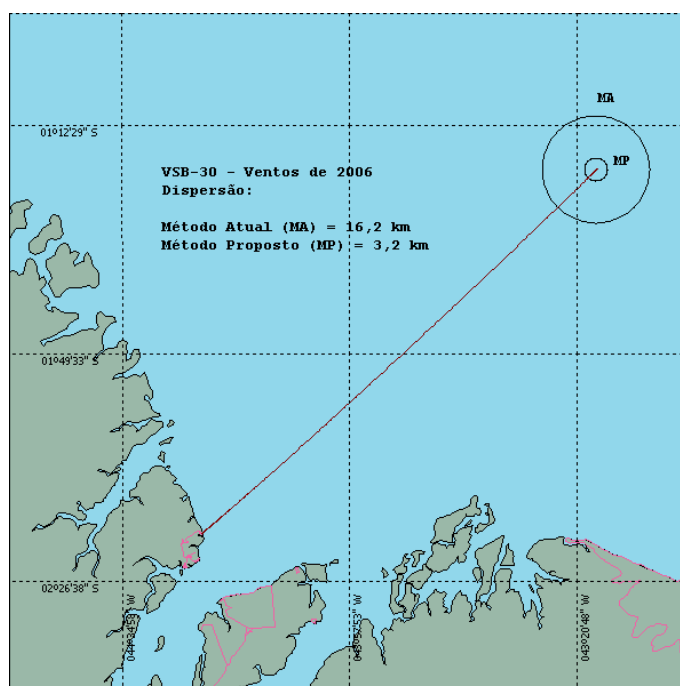


Figura 91 - Dispersão do VSB-30 (ventos de 2006)

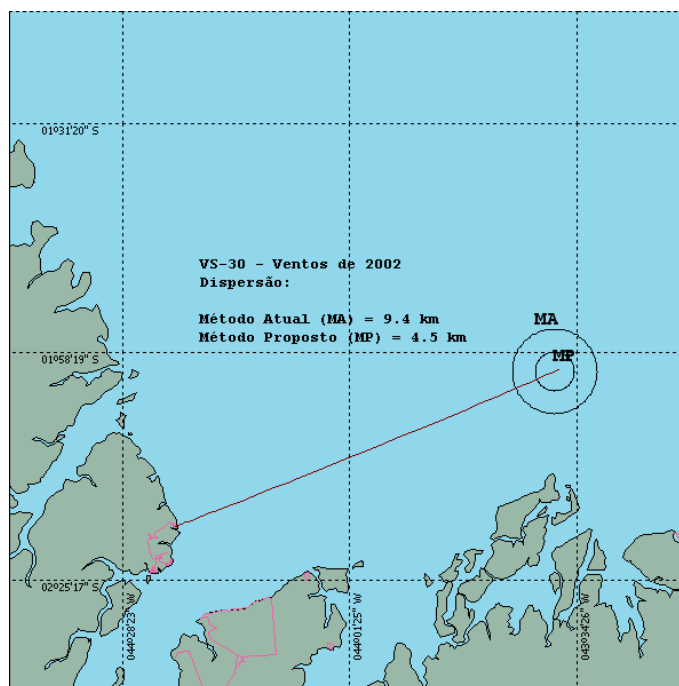


Figura 92 - Dispersão do VS-30 (ventos de 2002)

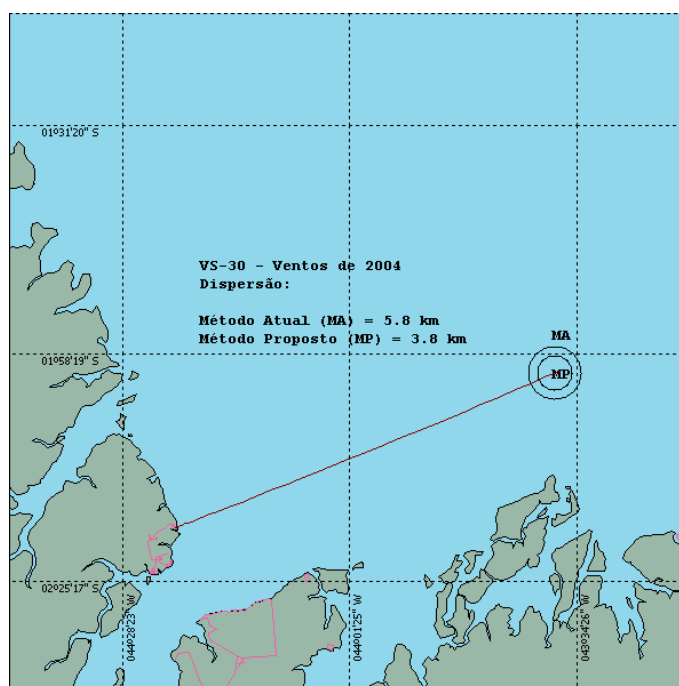


Figura 93 - Dispersão do VS-30 (ventos de 2004)

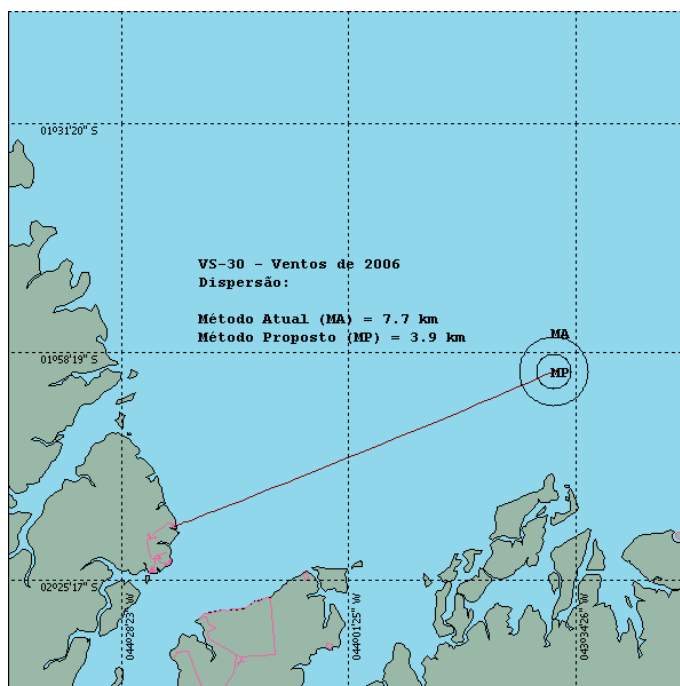


Figura 94 - Dispersão do VS-30 (ventos de 2006)

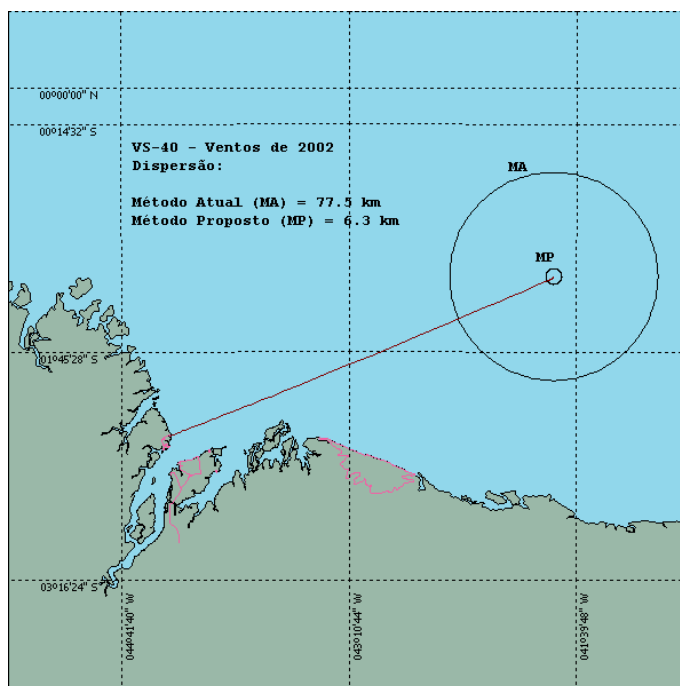


Figura 95 - Dispersão do VS-40 (ventos de 2002)

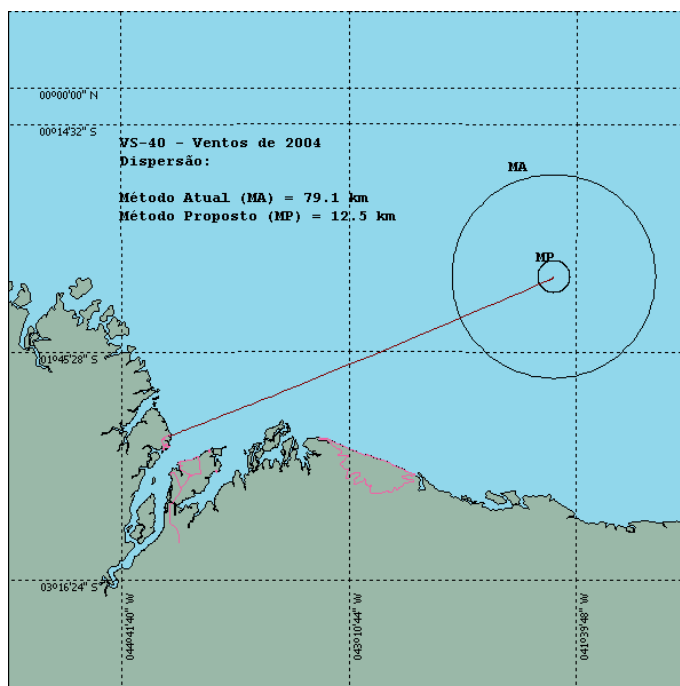


Figura 96 - Dispersão do VS-40 (ventos de 2004)

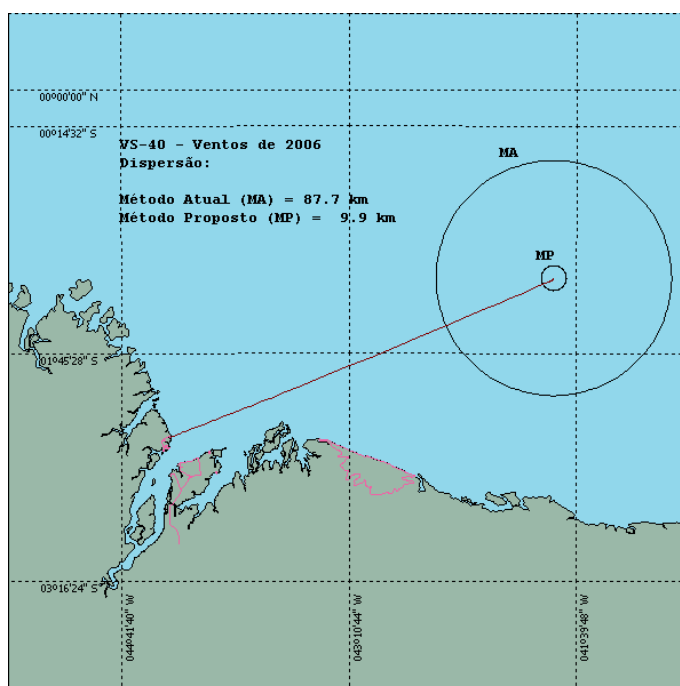


Figura 97 - Dispersão do VS-40 (ventos de 2006)

A minimização da área de dispersão do ponto de impacto de foguetes não-controlados, também facilitará quando houver a necessidade de solicitar interdições de áreas aéreas, marítimas (impacto no mar) e terrestres (impacto em terra).

Além desses resultados apresentados nesse capítulo, foram realizados dezenas de outras simulações com o protótipo do lançador. Em todos os casos foram identificados que o ajuste realizado faltando 10 segundos para o H0, conforme proposto nesta tese, apresentam melhores resultados, em todos os casos, comparada a atual forma utilizada para a realização do último ajuste do lançador. Fica no entanto evidenciado a real contribuição para o tema tratado nesta tese, a minimização da área de dispersão do ponto de impacto.

CAPÍTULO 7 - COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

Os resultados positivos obtidos nos ensaios práticos, efetuados com o protótipo desenvolvido, mostraram que arquitetura proposta neste trabalho:

1- É capaz de automatizar lançadores de foguetes de sondagem não-controlados, visando: i) a diminuição do intervalo de tempo entre o ajuste final do lançador e o instante de lançamento, ii) a melhoria dos níveis de tolerâncias de azimute e elevação utilizadas para a realização do ajuste do final do lançador, iii) a minimização da dispersão do ponto de impacto das partes do foguete, e iv) a diminuição da interferência humana durante esse processo de ajuste.

2- Oferece facilidades para o responsável pela segurança de vôo : i) acessar remotamente informações sobre o atual posicionamento do foguete no lançador, a partir do centro de controle, e ii) corrigir o ajuste do posicionamento do lançador, para compensar a influência dos ventos de forma manual, semi-automática ou automática.

No contexto da diminuição do intervalo de tempo entre o último ajuste do lançador e o momento de lançamento do foguete, cabe destacar que atualmente o último ajuste é efetuado entre cinco e sete minutos, sendo que as simulações com o protótipo, utilizando dados de ventos reais, mostraram que é possível diminuir esse intervalo para 10 segundos. Com isso, os lançamentos de foguetes de sondagem não-controlados poderão atingir resultados mais precisos de rendimento, e conseqüentemente causarem menores áreas de dispersão de ponto de impacto das partes alijadas do foguete, durante o vôo.

Na montagem desse protótipo foi utilizado *software* de apoio à comunicação em rede, controlador lógico programável, sensores e atuadores, disponíveis no mercado nacional, situação que pode minimizar custo de implantação e facilitar alterações e manutenção do sistema.

O desenvolvimento do programa de cálculo de dispersão da trajetória TDA facilitou a obtenção dos valores de dispersão da trajetória de forma mais rápida e

intuitiva. Essa facilidade foi comprovada em campanhas de lançamento no Brasil e na Suécia.

O conteúdo deste trabalho pode servir de referência bibliográfica para especialistas de Centros de Lançamento de Foguetes de Sondagem Não-Controlados, pois trata de facilidades e melhorias para servir de apoio ao responsável pela Segurança de Vôo. Nesse sentido, cabe destacar que o modelo matemático de cálculo do ajuste do lançador, para compensar a influência dos ventos, está disponível nesta tese. Os Centros de Lançamento poderão utilizá-lo para o desenvolvimento de seus próprios programas e também para treinamento de pessoal. Durante o desenvolvimento desta tese, identificou-se limitada quantidade de material para pesquisa sobre esse modelo. Isso motivou apresentar o modelo passo a passo, e com exemplo numérico completo. A apresentação completa desse modelo, poderá motivar outros trabalhos relacionados com o ajuste do lançador, visando a melhoria do mesmo.

Para a implementação de todo o sistema automático de ajuste do posicionamento em um caso real de lançador de foguetes, será necessário analisar as características individuais de cada lançador. As soluções podem ser diferentes para cada caso. O CLP e os *encoders* utilizados neste trabalho atendem as necessidades de especificação técnica, para qualquer lançador dessa classe de foguetes. Uma atenção especial deverá ser dada aos motores, pois a velocidade ideal de rotação dos mesmos para azimute e elevação não deverá ultrapassar 0.5 rps. Tal cuidado não se aplica ao CLA, CLBI, Esrange, Andoya e Woomera, pois estas velocidades estão abaixo de 0.5 rps. Caso exista esse problema, os motores ou sistema de redução deverão ser substituídos, ou se possível, implementar um inversor de frequência, para a redução da rotação dos mesmos. O que pode demandar um maior custo na implementação do sistema é a interligação de um cabo de comunicação entre o centro de controle e a casamata. No caso do CLA e CLBI esta distância é de aproximadamente 5 km e 1.2 km, respectivamente.

Sobre de cálculo de dispersão da trajetória, programa TDA, o mesmo já motivou o desenvolvimento de um trabalho (CARVALHAES, 2006). O mesmo teve como objetivo comparar os resultados dos cálculos de dispersão dos pontos de impacto de foguetes de sondagem obtidos pelo método atualmente em uso no IAE, utilizando o programa TDA, com os obtidos pelo Método de Monte Carlo. Concluiu-se que o Método de Monte Carlo aplicado ao cálculo de dispersão de foguetes de sondagem, quando comparado ao método atualmente em uso no IAE, é de implementação mais complexa e de execução mais demorada mas, é capaz de fornecer informações confiáveis e mais detalhadas e, possui, ainda, flexibilidade para lidar com erros de natureza aleatória com distribuições de probabilidade diferentes da normal. O próximo objetivo é reunir os conhecimentos do TDA e aplicar o método de Monte Carlo, para futuros estudos de dispersão de impactos de foguetes não-controlados no IAE.

7.1 TRABALHOS FUTUROS

Sugere-se como próximo passo à implementação do sistema em um lançador brasileiro. Nesse sentido, o DLR já mostrou interesse em estabelecer parceria para a implementação deste sistema, utilizado no protótipo, para a automatização de seus lançadores. O material teórico desta tese e o protótipo do lançador, poderá ser utilizado para treinamentos de equipes de segurança de voo nos Centros de Lançamentos. Uma das metas do autor desta tese, é reunir a base teórica mínima dos assuntos relacionados à atividade de lançamento de foguetes não-controlados, para a publicação. Tal material possui grande carência no Brasil, dificultando o despertar do interesse de futuros profissionais.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AEB - AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (Brasil) (Org.). **Regulamento de Segurança para Lançamentos Espaciais a Partir do Território Brasileiro**: Resolução nº 67, de 23 de fevereiro de 2005. Brasil, 2005. 20 p.

AEB - AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Foguetes de Sondagem**. Disponível em: < <http://www.aeb.gov.br/conteudo.php?ida=23&idc=124>>. Acesso em: 09 abr. 2007.

APOGEE COMPONENTS (Estados Unidos da América). **New Software Helps You Meet The FAA Regulations For Sub-Orbital or Other Extreme Altitude Launches**: Splash Software. Disponível em: <<http://www.apogeerockets.com/splash.asp>>. Acesso em: 05 set. 2006.

ATOS, Automação Industrial (Brasil). **Especificação dos Componentes do C.L.P.** Disponível em: <http://www.atos.com.br/>. Acesso em 17 abr. 2007.

ARVES J. P., JONES H. S. **Lockheed Martin Manned Space Systems**. (New Orleans, LA), KLINE K., SMITH K., SLACK Ted, and BALES T. (Environmental Aerosciences Corp., Miami, FL) AIAA-1997-2799. AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 33rd, Seattle, WA, July 6-9, 1997.

BAXTER, Kevin. **Launch Rail**. [mensagem pessoal] Mensagem recebida por: <alexandregarcia@iae.cta.br>. em: 18 maio 2005.

BORGES, Caio. **Controladores Lógicos Programáveis – C.L.P.** Revista Saber Eletrônica. Ano 33. nº 303. Abr. 1998.

BORLAND Software Coporation. **Borland® C++Builder™ 6 for Windows**. Visual programming environment for rapid application development, version 6.0, 2002.

BURCHETT, Bradley, COSTELLO, Mark. **Model Predictive Lateral Pulse Jet Control of an Atmospheric Rocket**. Journal OF Guidance, Control, and Dynamics. (AIAA-4979-328) Vol. 25, No. 5, September–October 2002.

BURROWS, David. **Information About Launch Rail for Sounding Rocket**. [mensagem pessoal] Mensagem recebida por: <alexandregarcia@iae.cta.br>. em: 31 março 2005.

CARDOSO, Janete; VALETTE, Robert. **Redes de Petri**. Florianópolis: Editora da Universidade Federal de Santa Catarina, 1997.

CARVALHAES, E. C. S. **Dispersão do Ponto de Impacto de Foguetes de Sondagem..** Monografia. ECEMAR - Escola de Comando e Estado-Maior da Aeronáutica. 2006. 56 f. Rio de Janeiro, 2006.

CHENG, Victor H. L.; DIAZ Gerald M.;. **Flight Safety Analysis Tool for Space Vehicle Operations in the National Airspace.** AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) (AIAA 2003-6793) Tech 17 - 19 November 2003, Denver, Colorado, 2003.

CORETTI, J. A. **Manual de Treinamento Básico de Controlados Programável.** Centro de Treinamento SMAR – Equipamentos Industriais LTDA. Sertãozinho – S.P, 1998.

DOUGHERTY, Kerrie. **Upper atmospheric research at Woomera:** The Australian-built sounding rockets. Acta Astronautica, Volume 59, Issues 1-5, July-September 2006, p. 54-67, 2006.

DRAGOY, Petter. **Information about launch rail adjustment.** [mensagem pessoal] Mensagem recebida por: <alexandregarcia@iae.cta.br>. em: 12 set 2006.

DRAGOY, Petter. Andoya Rocket Range (Norway). **Manual of Rang Safety Regulations:** Part IV – Rocket Operations. Andoya, 2000, 31 p.

ENCYCLOPEDIA ASTRONAUTICA (Estados Unidos da América). **Suborbital Launch Sites.** Disponível em: <<http://www.astronautix.com/sites/index.htm>>. Acesso em: 16 ago. 2006.

FICHTL, G. H., et al. **Analysis of in-flight Winds for Shuttle Mission STS 51 L.** J Appl Meteorol., v.27, n.1 p.1232-1241, 1988.

FILGUEIRAS, L. V. L. **APIS: Método para Desenvolvimento de Interfaces Homem-Computador em Sistemas de Segurança visando à Confiabilidade Humana.** I Workshop sobre fatores humanos em sistemas computacionais compreendendo usuários, construindo interfaces, 1998, Maringá. Anais do I Workshop sobre Fatores Humanos em Sistemas Computacionais, 1998.

FISH, G. **Características do Perfil Vertical do Vento no Centro de Lançamento de Foguetes de Alcântara (CLA).** Revista Brasileira de Meteorologia, v.14, n.1, 11-21, 1999.

FITZGIBBON, K. T., FISH, G. **Estudo sobre os Ventos Atmosféricos Aplicados ao Projeto de Sistemas Aeroespaciais.** Relatório Técnico do Instituto de Aeronáutica e Espaço nº 07/89, 1989. 36 p.

GODDARD SPACE FLIGHT CENTER (United State Of America). **NASA Sounding Rocket Program Handbook**: Sounding Rocket Program Office. Wallops Island, Virginia, 2005. 216 p.

GUSTIN, Gladys Deifan Bastidas. **Aplicação de Redes de Petri Interpretadas na Modelagem de Sistemas de Elevadores e Edifícios Inteligentes**. 1999. 179 f. Dissertação (Mestrado) – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 1999.

GRINER, Gary M. **Effect of Rocket Thrust-Time Curve on Wind Dispersion**. Journal of Spacecraft. Vol. 4, Nº 11, 1533p November, 1967.

HALL, David. **6 Degree of Freedom Splash**: Pattern Generation Tool. Oklahoma: Hall Consulting, 2002. 57 p. Disponível em: <www.splashpattern.com/splash.pdf>. Acesso em: 25 ago. 2006.

HASEGAWA, KENSUKE, **Modeling, Control and Deadlock Avoidance of Flexible Manufacturing Systems**, 11th Brazilian Congress of Automatics (SBA), São Paulo, SP, pages.37-51, 1996.

HOLTHAUS, Mark. **Launch Rail**. [mensagem pessoal] Mensagem recebida por: <alexandregarcia@iae.cta.br>. em: 23 maio 2005.

HOHNER, Eletrônica LTDA. **Especificação do Encoder**. Disponível em: <http://www.hohner.com.br/>. Acesso em 17 abr. 2007.

INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO - IAE (Brasil). Comando-geral de Tecnologia Aeroespacial (Org.). **Foguetes de Sondagem**. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/foguetesdesondagem.htm>>. Acesso em: 24 ago. 2006.

JAMES, Robert L. **A Three-Dimensional Trajectory Simulation Using Six Degrees of Freedom with Arbitrary Wind**. Technical Note D-641. National Aeronautics and Space Administration. Langley Research Center. Washington - USA. 1961. 28p.

JOHNSON, D. L. **Terrestrial Environment (climatic) Criteria Guidelines for use in Aerospace Vehicle Development**, 1993: Revision. Huntsville – AL, EUA, 1993. p.472. (NASA TM 4511).

JUNG, Wolfgang. **Automatic Launcher Adjustment for Unguided Sounding Rocket**. Carta enviada por: Wolfgang Jung (German Aerospace Center – DLR), para: Alexandre Garcia (CTA/IAE) em 11 de Janeiro de 2006.

KNOWLES, Vern. **Launch Rail**. [mensagem pessoal] Mensagem recebida por: <alexandregarcia@iae.cta.br>. em: 16 ago. de 2006.

KRAMER, H.J., CRAUBNER, A., ZIEGLTRUM, W. (Alemanha), **Rocket Simulation – ROSI: Analysis and Specification of Program ROSI**, DFVLR TN 12/76, 1976.

KRAMER, H.J. **Wind Weighting Analysis for Unguided Rockets**. (Alemanha) Techisches Memorandum Nr. 119. DLR, 1973.

LASALA, K.P; FILGUEIRAS, L.V.L; GIGLEY, H.; ULLMAN, R. **Designing Systems for Reliable Human Performance**, IEEE Tutorial Video, 1997.

LEE, K.W.; TILLMAN, F.A.; HIGGINS, J.J.; **A Literature Survey of the Human Reliability Component in a Man-Machine System**; IEEE Transactions on Reliability, vol. R-37, no. 1, april 1988, p.24-34.

LOUIS, João Emile. **Monitoração da Trajetória em Tempo-Real de Veículos Espaciais: Suporte na Tomada de Decisão pela Segurança de Vôo**. 2006. 123 f. Dissertação (Mestrado) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José Dos Campos, 2006.

MICROSOFT Corporation. Microsoft® Visual Basic®. **Programming System for Windows®**. Version 4.0, 1995.

MELO, José Jameson Lima; SOBREIRA, Péricles de Lima. **Petri Neti**. Disponível em: < <http://www.jameson.hpg.ig.com.br/index.html> >. Acesso em: 06 nov. 2006.

MONTENBRUCK, Oliver at all. **GPS Tracking of Sounding Rockets – A European Perspective**. 1st ESA Workshop on Satellite Navigation User Equipment Technologies NAVITEC 2001, ESTEC Noordwijk, 10-12 Dec. 2001.

MONTENEGRO, Órgão Informativo do Centro Técnico Aeroespacial – CTA. **Foguete VSB-30 é aprovado para vôo na Europa**. Publicação: Ano VI – Número 68 – Maio/Junho de 2005.

MOTRON, Indústria de Motores e Redutores. **Especificação do Motor**. Disponível em: <http://www.motron.com.br/>. Acesso em 17 abr. 2007.

NASA SOUNDING ROCKET SCIENCE (Estados Unidos da América). **Operations/Launch/Ranges**. Disponível em: <<http://rscience.gsfc.nasa.gov/opsrang.html>>. Acesso em: 18 ago. 2006.

NASA GLENN RESEARCH CENTER (United State Of America) (Org.). **Rocket Engine Test Facility - Observation Blockhouse HAER No. OH-124-E: Photographs Written Historical and Descriptive Data Reduced Copies Of Mesured Drawings**. Ohio, 2003. 17 p.

NATALE, Ferdinando. **Automação Industrial**. São Paulo. Série Brasileira de Tecnologia. Editora Nobel, 1989. 167p.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION - NASA (Estados Unidos da América). **What is a Sounding Rocket?** Disponível em: <http://www.nasa.gov/missions/research/f_sounding.html>. Acesso em: 02 out. 2006.

OGATA, Katsuhiko. **Engenharia de Controle Moderno**. Pearson Prentice Hall, 2003. 788p.

PALMÉRIO, Arioaldo Felix. **Introdução à Engenharia de Foguetes**. São José dos Campos, SP. Centro Técnico Aeroespacial - Instituto de Aeronáutica e Espaço. Apostila, 2002.

PEREIRA, Eduardo Iorio. **Levantamento dos Perfis Médios de Ar Superior para Composição do Atlas Climatológico do Centro de Lançamento de Alcântara**. São José dos Campos, SP: Relatório Técnico Aca/RT-01/01 GDO-000000/B0047. Ministério da Aeronáutica. Departamento de Pesquisas e Desenvolvimento, 2002. 42p.

PLAZA, Inmaculada; MEDRANO, Carlos. **Exceptions in a Programmable Logic Controller implementation based on ADA**. Computers in Industry, In Press, Corrected Proof, Available online. 27 October 2006.

PNAE - **Programa Nacional de Atividades Espaciais 2005 – 2014**. Agência Espacial Brasileira – AEB, 2005. 118p.

SAGHAFI, F., KHALILIDELSHAD M., **A Monte Carlo Dispersion Analysis Of A Rocket Flight Simulation Software**. 17TH European Simulation Multiconferece.. June 9-11, 2003 Nottingham, United Kingdom. *Department of Aerospace Engineering. Sharif University of Technolog.* Disponível em: www.scseurope.net/services/esm2003/PDF/papers.html. Acesso em: 20 out. 2006.

SIELAWA, J. T. **Perturbações da Trajetória dos Foguetes, em Vôo Livre, Causadas pelo Vento**. Revista de Tecnologia e Desenvolvimento Industriais. ITA Engenharia. Vol.3, Nº 10, p. 32-37, Outubro de 1972.

THIRUMALAINAMBI, Raikumar; BARDINA, Jorge. **Debris Dispersion Model using Java 3D**. Proccedings 18TH European Simulation Multiconferece. June 13-16, 2004, Magdeburg, Germany. Disponível em: www.scs-europe.net/services/esm2004/pdf/esm-09.pdf. Acesso em: 18 out. 2006.

UCCELINI, L. W., et al. **A Report on te Upper-Level Wind Conditions Preceding and During the Shuttle Chanllenger (STS 51 L) Explosion**. Bull. Am. Meteorol. Soc., v.67, n.10, p.1248-1265, 1986.

VIERTOTAK, Mikael. **Launch Rail**. [mensagem pessoal] Mensagem recebida por: <alexandregarcia@iae.cta.br>. em: 14 abr. 2005.

WALER, H. U.. **ESA's Strategy and Planning for Microgravity Research and Applications**. AIAA American Institute Of Aeronautics & Astronautics: Noordwijk, Netherlands, 28p., jan. 2000. Disponível em: <<http://www.aiaa.org>>. Acesso em: 05 out. 2006.

WIKIPÉDIA. **A Enciclopédia Livre Que Todos Podem Editar**. Disponível em: <http://pt.wikipedia.org/wiki/P%C3%A1gina_principal>. Acesso em: 09 abr. 2007.

YAMANAKA, S. S. C., **Dispersão do Impacto para Veículos de Sondagem**, São José dos Campos – SP, 1996.

YAMANAKA, Sidney Servulo Cunha. **Ajuste do Lançador**. São José Dos Campos, SP: Relatório Técnico RT 044/ASE-O/94. Centro Técnico Aeroespacial – Instituto de Aeronáutica e Espaço, 1994. 25 p.

YAMANAKA, Sidney Servulo Cunha; GOMES, Raul Magalhães. **Cálculo de Ajuste do Lançador – GUARÁ**. São José dos Campos, SP. Relatório Técnico RT 023/ASE-V01. Centro Técnico Aeroespacial – Instituto de Aeronáutica e Espaço, 2001. 47p.

ZURAWKI, Richard; ZHOU, MenGchu. Petri Nets and Industrial Applications: A Tutorial. **IEEE Transactions On Industrial Electronics**, v. 6, n. 41, p.567-583, dez. 1994.

BIBLIOGRAFIAS CONSULTADAS

ABDALLAH I. B., E1MARAGHY H. A. **Deadlock Prevention and Avoidance in FMS: A Petri Net Based Approach**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (14:704-715) Springer-Verlag London Limited, 1998.

BASCIANO, T. **A Sounding Rocket Flight Experiment for Undergraduates**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA- 98-0818). University of Cincinnati - Cincinnati, Ohio, 1997.

CALVEZ S., AYGALINC P., BONHOMME P. **Transient Functioning Mode of Manufacturing Systems with Operation Time Constraints**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (14:694-703) Springer-Verlag London Limited, 1998.

CHATO, D. J. **Low Gravity Issues of Deep Space Refueling**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA-2005-1148). 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno - Nevada, 10 - 13 January 2005.

CHUNG-HSIEN, HAN-PANG Huang, MIN-CHIN Yeh. **Object-Oriented Approach of MCTPN for Modelling Flexible Manufacturing Systems**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (14:737-749) Springer-Verlag London Limited, 1998.

COLEMAN, M. **U.S. Expendable Launch Vehicle Performance History**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA-2000-3281). 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit Huntsville, Alabama - 16-19 July 2000.

EHRESMAN C. M, HAWK C. E. **From Probing the Earth's Atmosphere to the Edge of Space to Evaluating Underwater Launch Concepts - the Life of the Aerobee Rocket was Long and Illustrious**. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale – Florida, 11-12 July 2004.

FELDMANN K., COLOMBO A. W. **Material Flow and Control Sequence Specification of Flexible Production Systems Using Coloured Petri Nets**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (14:760-774) Springer-Verlag London Limited, 1998.

FERRARINI L., MARONI M. **Deadlock Avoidance Control for Manufacturing Systems with Multiple Capacity Resources**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (14:729-736) Springer-Verlag London Limited, 1998.

GARCIA, Alexandre. **Automatização Aplicada a um Processo Dedicado à Produção de Artefatos de Borracha**. 2004. 98 f. Dissertação (Mestrado) – Universidade de Taubaté, Taubaté, 2004.

PUPPO, M. S. **Interface Homem Máquina para Supervisão de um CLP de Processos através da WWW**. 2002. 113 f. Dissertação (Mestrado) – Universidade de São Paulo, São Carlos, 2002.

JIN-SHYAN, PAU-LO HSU. **A systematic approach for the sequence controller design in manufacturing systems**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (25:754-760) Springer-Verlag London Limited, 2005.

LEE J. S., HSU P. L. **An improved evaluation of ladder logic diagrams and Petri nets for the sequence controller design in manufacturing systems**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (24:279-287) Springer-Verlag London Limited, 2004.

LIANO G., MOROTE J. **Roll-Rate Stability Limits of Unguided Rockets with Wraparound Fins**. Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 43, No. 4, July–August 2006.

MARTI Sarigul-Klijn. **Interim Launch System**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA-2000-3281). AIAA Space 2000 Conference & Exposition, Long Beach, CA, 19- 21 September 2000.

MIYAGI, P. G. **Controle Programável – Fundamentos do Controle de sistema a eventos Discretos**. Editora Edgard Blucher, São Paulo, 1996.

MOELLER, R. **Atmospheric Occultation Student (ATOS) Experiment**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA-2000-0009). 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno - Nevada, 10-13 January 2000.

MURATA, T. **Petri Nets: Properties, Analysis and Applications**. Proceedings of the IEEE. Vol. 77, No. 4, p. 541-580, April, 1989.

ORDWAY, Frederick I. III et al. **A memoir: From peenemünde to USA: A classic case of technology transfer**. Acta Astronautica, Volume 60, Issue 1, January 2007, Pages 24-47.

OWES, W. **Lessons Learned in Launch Vehicles and Missiles Regarding the Transition Process from Oversight to Insight**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA-2000-3576). 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama 16-19 July 2000.

RICHARD B. MORROW B. A. **Small Sounding Rockets-A Historical Review of the Loki-Dart Meteorological Sounding Vehicle 1955-1973**. American Institute of

Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA-2000-5359). 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama 16-19 July 2000.

ROSSER, J. Barkley; NEWTON, Robert R.; GROSS, George L.. **Mathematical Theory of Rocket Flight**. New York And London: Mcgraw-hill Book Company, Inc, 1947. 276 p.

TAUBIN A., KONDRATYEV A., KISHINEVSKY M. **Deadlock Prevention Using Petri Nets and their Unfoldings**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (14:750-759) Springer-Verlag London Limited, 1998.

THOMAS, R. L. **Design and Development of a Small Universal Sounding Rocket Recovery System**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA-991711). University of Alaska Fairbanks ,Fairbanks, Alaska, 1999.

UZAM M., JONES A. H. **Discrete Event Control System Design Using Automation Petri Nets and their Ladder Diagram Implementation**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (14:716-728) Springer-Verlag London Limited, 1998.

UZAM M., JONES A. H., YUCEL I. **Using a Petri-Net-Based Approach for the Real-Time Supervisory Control of an Experimental Manufacturing System**. International Journal of Advanced Manufacturing Technology (16:498-515) Springer-Verlag London Limited, 2000.

WALTER, H.U. **ESA's Strategy and Planning for Microgravity Research and Applications**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA-2000-0181). 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit 10-13, Reno, NV January 2000.

SHELTON, J. D., Frederick, R. A. Jr., WILHITE A. W. **Launch Vehicle Propulsion Design with Multiple Selection Criteria**. Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 43, No. 4, July–August 2006.

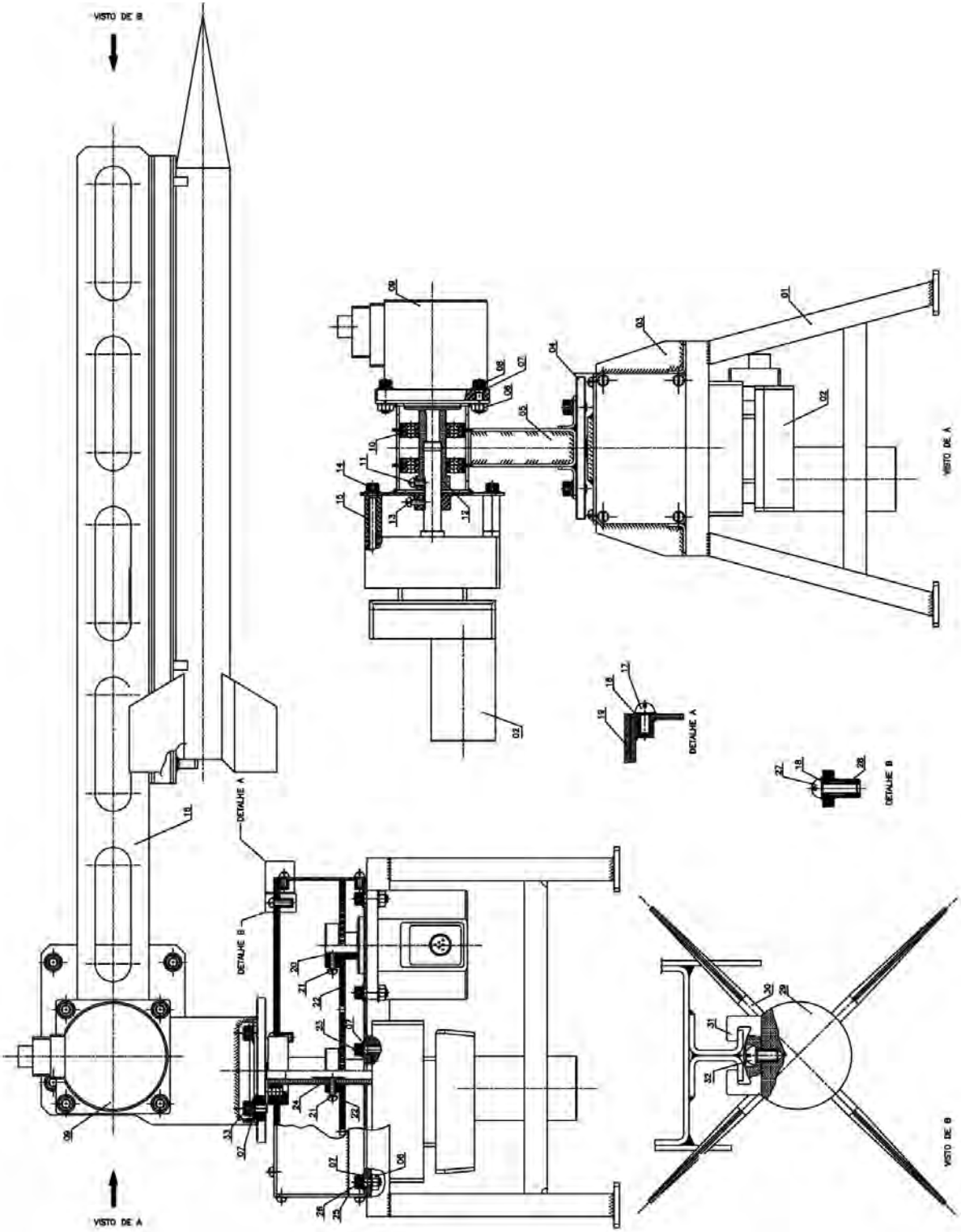
YODA S. **The Japanese Microgravity Science Program**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA-2000-0177). 38th Aerospace Sciences Meeting Conference and Exhibit, Reno - Nevada, January 10-13,2000.

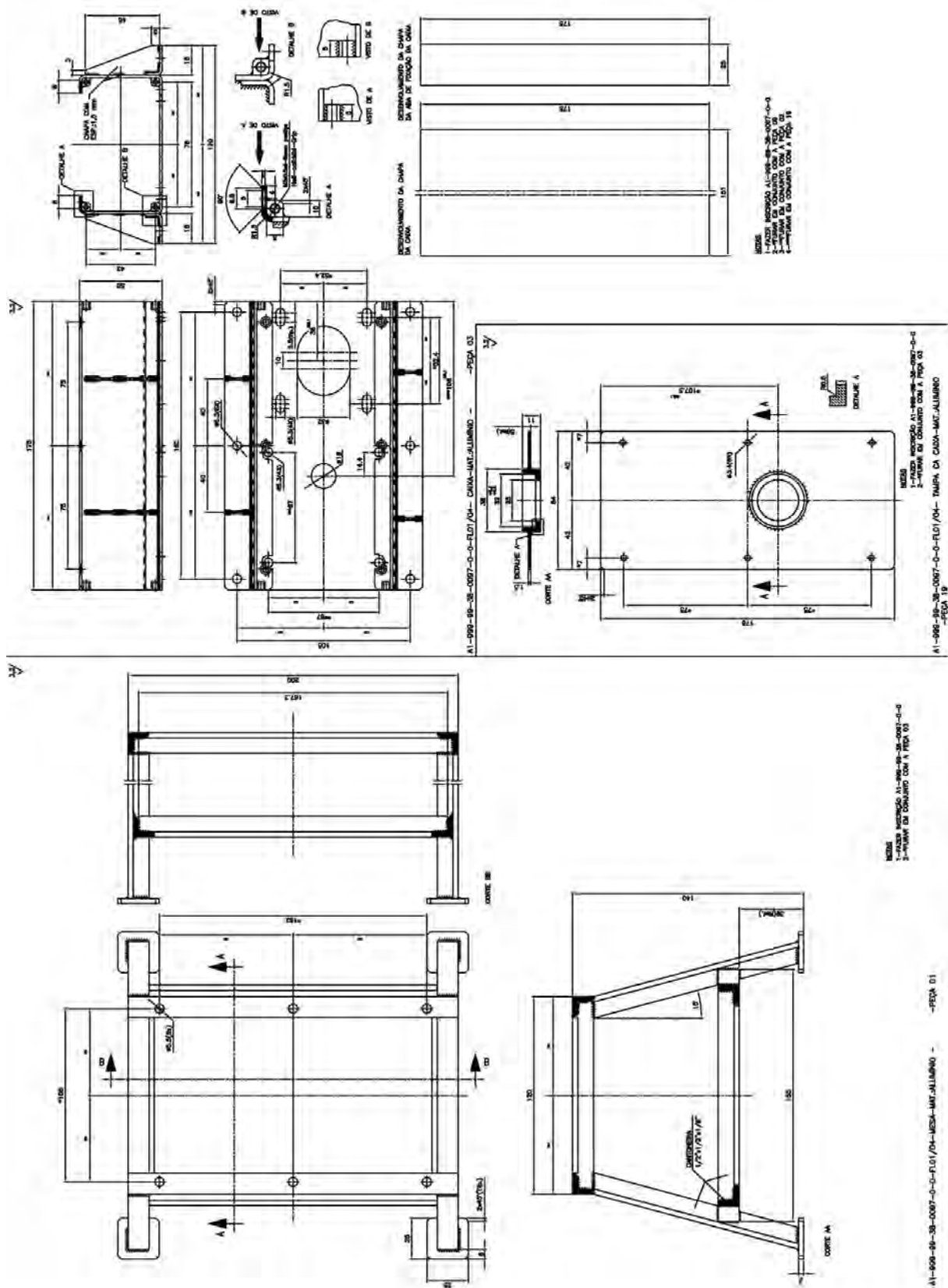
APÊNDICE 1 – DESENHOS MECÂNICOS DO PROTÓTIPO

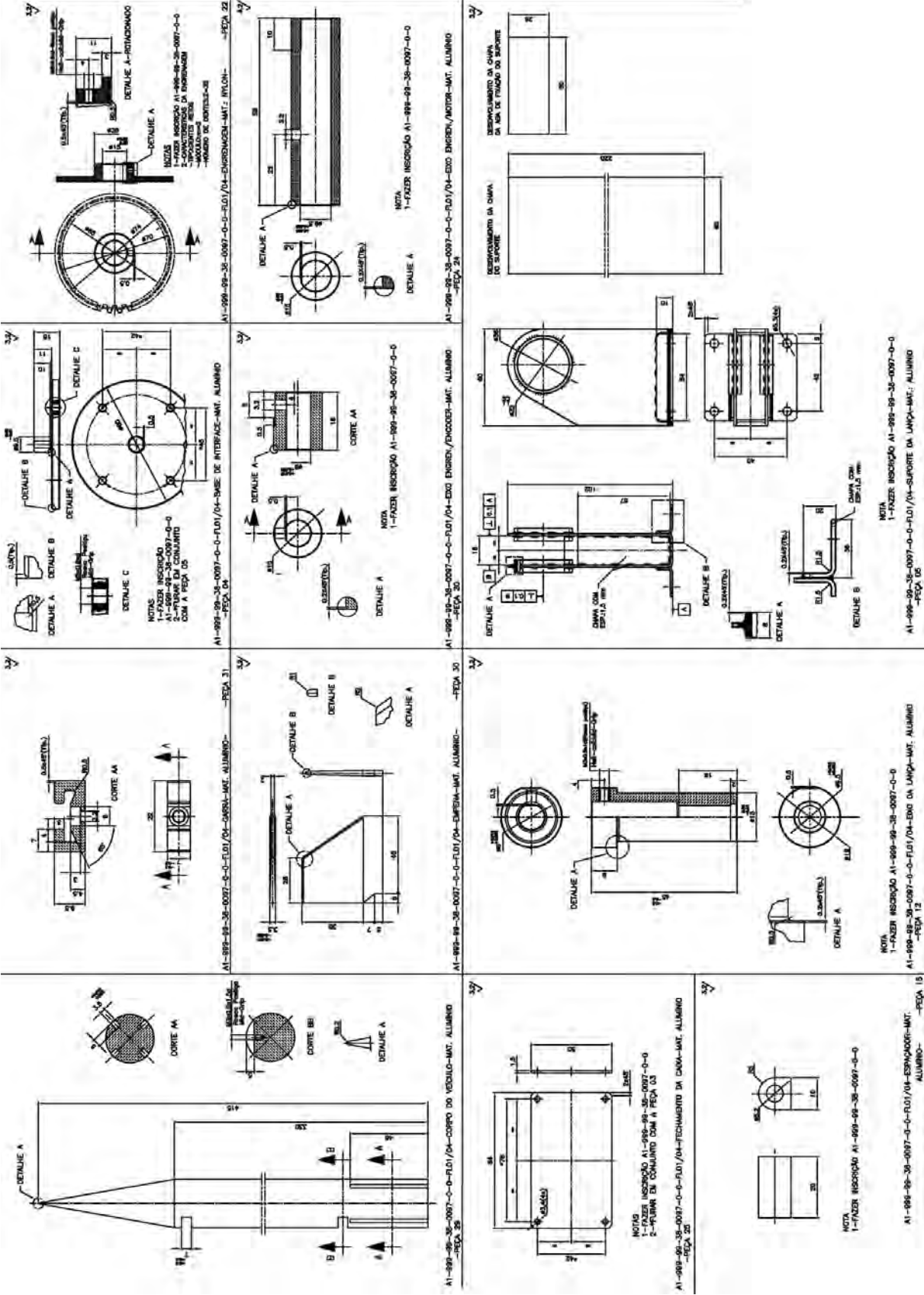
Nesse apêndice são apresentados os desenhos mecânicos projetados para a construção do protótipo em escala reduzida de um lançador de foguetes.

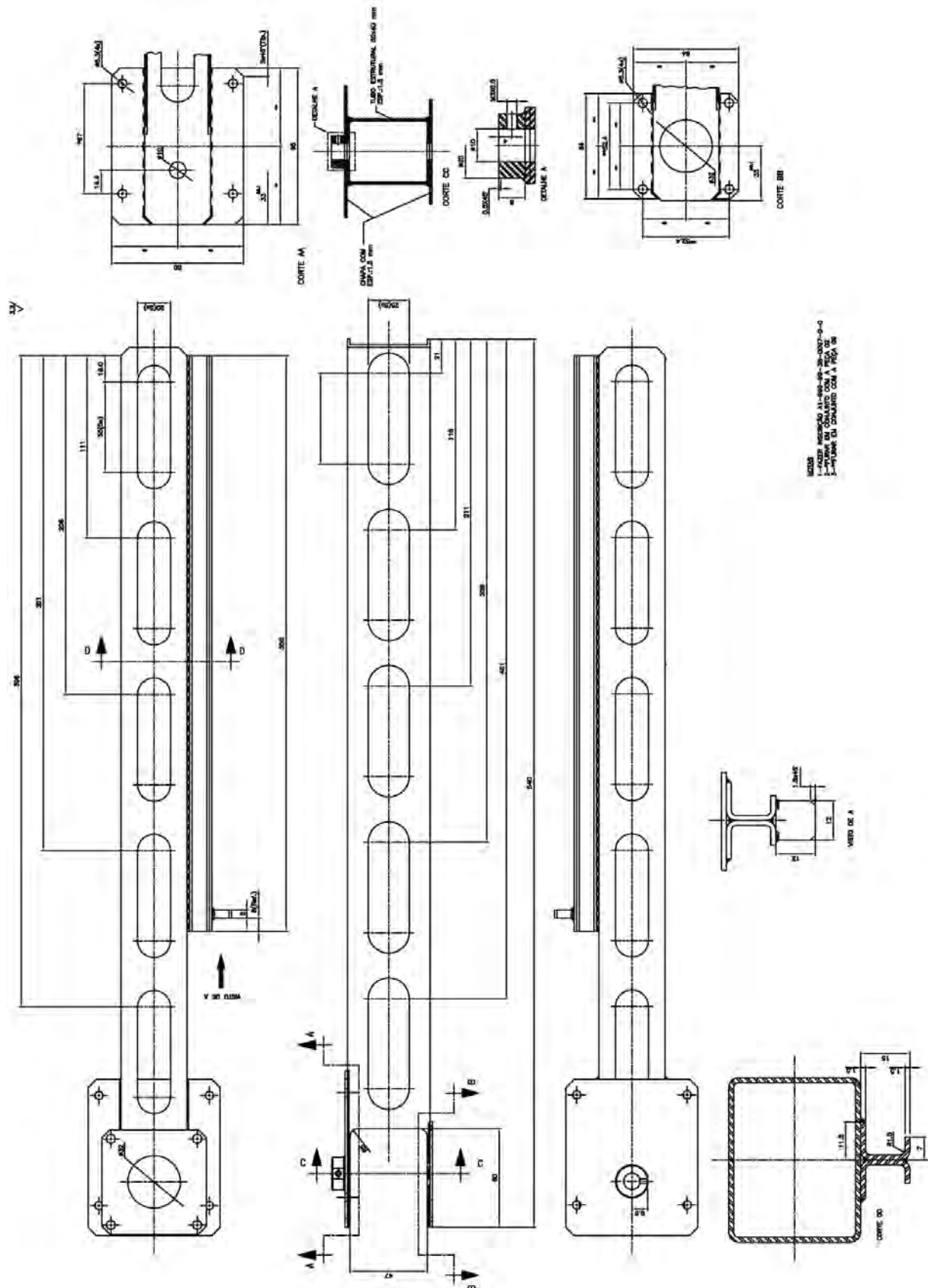
Abaixo é descrito a relação de peças utilizadas na construção do protótipo:

Item	Quant.	Descrição	Material	Observações
01	01	Mesa	Alumínio	
02	02	Motoredutor duplo		MRD 710-0,15
03	01	Caixa	Alumínio	
04	01	Base da interface	Alumínio	
05	01	Suporte da lança	Alumínio	
06	14	Porca	Aço	N28-M5x0,8x16
07	40	Arruela lisa	Aço	N8x5,3
08	08	Parafuso de fixação	Aço	DIN-912xM5X0,8x16
09	02	Encoder Incremental Bidirecional		0210-2611 Hohner
10	03	Mancal de rolamento	Aço	DIN-625-6002x9
11	01	Parafuso Trava-Eixo Motor	Aço	DIN-86-M3x0,5x6
12	01	Eixo da lança	Alumínio	
13	01	Parafuso Trava-Lança Motor	Aço	DIN-86-M3x0,5x8
14	04	Parafuso fixação motoredutor	Aço	DIN-912xM5x0,8x30
15	04	Espaçador	Alumínio	
16	01	Lança	Aço SAE 1020	
17	08	Parafuso fixação dos fechamentos	Aço	DIN-86-M3x0,5x6
18	14	Arruela lisa	Aço	N8x5,3
19	01	Tampa da caixa	Alumínio	
20	01	Eixo engrenagem-encoder	Alumínio	
21	02	Parafuso fixação das engrenagens	Aço	DIN-86-M3x0,5x10
22	02	Engrenagem	Nylon	
23	04	Parafuso fixação motor-redutor	Aço	DIN-912x0,5x0,8x8
24	01	Eixo engrenagem-motor	Alumínio	
25	02	Fechamento da caixa	Alumínio	
26	06	Parafuso fixação da caixa	Aço	DIN-912x0,5x0,8x12
27	06	Parafuso de fixação da tampa da caixa	Aço	DIN-86-M3x0,5x10
28	06	Rebite com rosca interna	Aço	M3x0,5x3
29	01	Foguete	Alumínio	
30	04	Empena	Alumínio	
31	02	Garra	Alumínio	
32	02	Parafuso de fixação da garra	Aço	DIN-86-M5x0,8x8
33	04	Parafuso de fixação do suporte	Aço	DIN-912x0,5x0,8x8







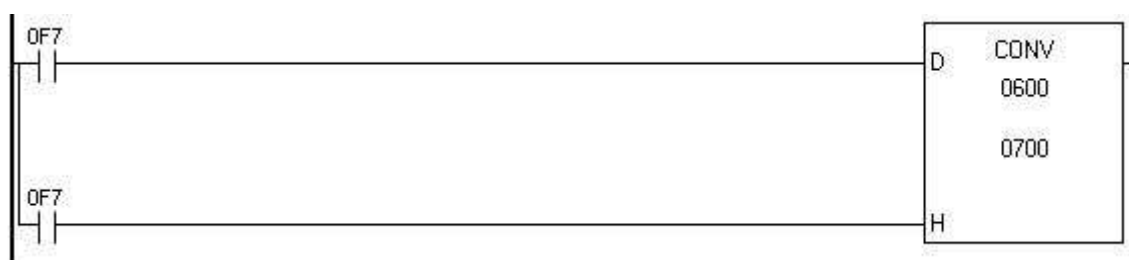


APÊNDICE 2 – PROGRAMAÇÃO LADDER DO CLP

O desenvolvimento da lógica programável foi realizada utilizando a ferramenta “WinSup” do fabricante de C.L.P Atos. Essa ferramenta utiliza a linguagem *ladder* para o desenvolvimento da lógica escolhida pelo usuário. As linhas 1 a 26 apresentam todas as linhas de programação realizada no “WinSup” para a automação do protótipo do lançador.

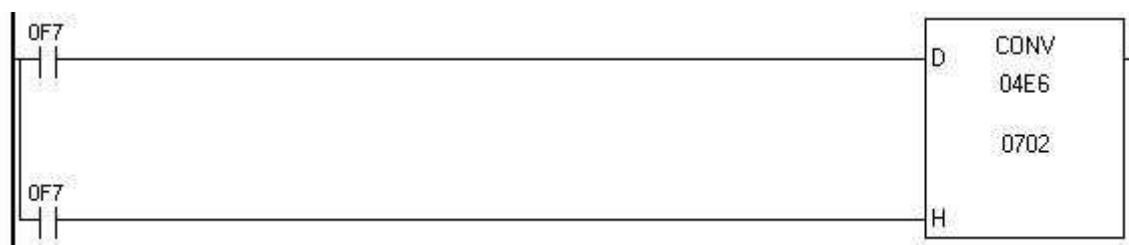
As linhas 1 e 2, são utilizadas para fazer a conversão (CONV) de valores hexadecimal para decimal. As memórias (0600) e (0700) são os valores, respectivamente em hexadecimal e decimal da elevação, inserido no novo módulo do *software* GUARÁ, no campo *New Launcher Position*.

O contato (0F7) significa para o C.L.P sempre fechado.



Linhas 1 e 2

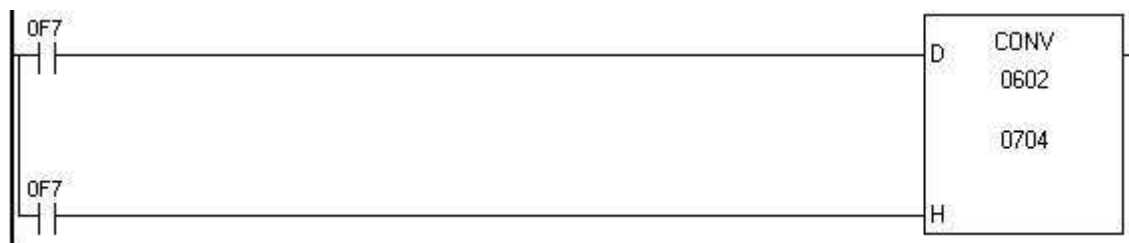
As linhas 3 e 4, são utilizadas para fazer a conversão (CONV) de valores hexadecimal para decimal. As memórias (04E6) e (0702) são os valores, respectivamente em hexadecimal e decimal da elevação, lido do novo módulo do *software* GUARÁ, no campo *Launcher Actual Position*. Esta informação o C.L.P recebe do sensor (*encoder*) instalado no protótipo, para medir a posição do lançador em elevação.



Linhas 3 e 4

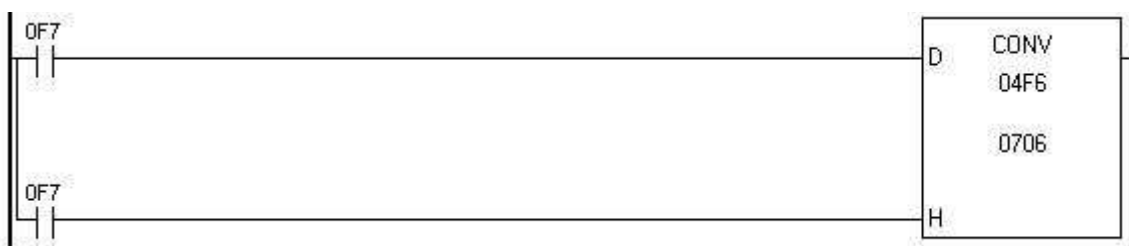
As linhas 5 e 6, são utilizadas para fazer a conversão (CONV) de valores hexadecimal para decimal. As memórias (0602) e (0704) são os valores,

respectivamente em hexadecimal e decimal do azimuth, inserido no novo módulo do *software* GUARÁ, no campo *New Launcher Position*.



Linhas 5 e 6

As linhas 7 e 8, são utilizadas para fazer a conversão (CONV) de valores hexadecimal para decimal. As memórias (04F6) e (0706) são os valores, respectivamente em hexadecimal e decimal da elevação, lido do novo módulo do *software* GUARÁ, no campo *Launcher Actual Position*. Esta informação o C.L.P recebe do sensor (*encoder*) instalado no protótipo, para medir a posição do lançador em azimuth.



Linhas 7 e 8

A linha 9, é utilizada para realizar a comparação (CMP) entre as memórias (0600) e (04E6), respectivamente os valores de elevação contidos no novo módulo do *software* GUARÁ, *New Launcher Position* e *Launcher Actual Position*. O contato (E003) é fechado quando a função *Send* do novo módulo do *software* GUARÁ for acionada e assim realiza a comparação descrita.



Linha 9

O resultado da comparação, realizada no comparador (CMP), das memórias (04F6) e (0706) para o azimuth, e das memórias (04E6) e (0600) da elevação, resultarão no fechamento de um dos contatos (0FA) ou (0F8).

Para o azimuth, quando o valor da memória (04F6) for maior que (0706), fecha o contato (0FA) e ao contrário fecha o contato (0F8).

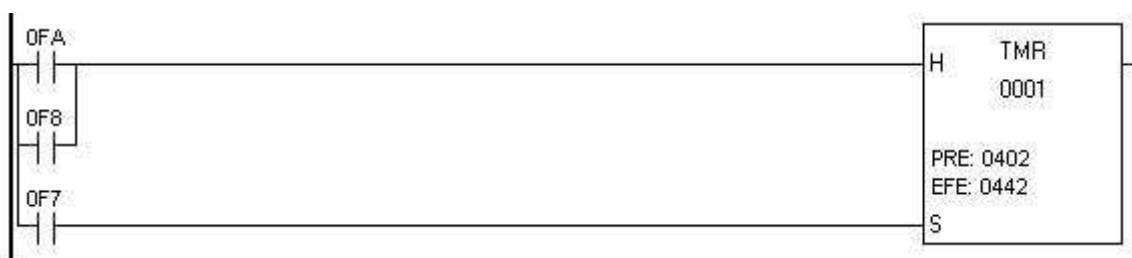
Para a elevação, quando o valor da memória (04E6) for maior que (0600), fecha o contato (0FA) e ao contrário fecha o contato (0F8).

A linha 10, é utilizada para carregar (MOVK) um valor constante em um temporizador (TMR). A memória (0402) recebe um valor em milissegundos e carrega esta informação no temporizador (TMR) 0001 da figura 32, para fazer um retardo no acionamento do motor de elevação. A memória (0200) apresenta a evolução do tempo de retardo inserido na memória (0402).



Linha 10

As linhas 11 e 12, são utilizadas para o temporizador (TRM) 0001. Este temporizador tem a função de retardar o acionamento do motor de elevação.



Linhas 11 e 12

A linhas 13 e 14, são utilizadas para liberar a saída do C.L.P (0198) que tem a função de acionar o motor de elevação no sentido horário. O acionamento do motor de elevação no sentido horário poderá ser feito pelo novo módulo do *software* GUARÁ ou diretamente da I.H.M. Pelo GUARÁ, a liberação da saída (0198) se realizará pela linha 13, quando os contatos (0F8), (199), (001) e a memória (E005) estiverem fechados. O contato normalmente fechado (0199) é referente a saída (0199), que significa liberar o motor de elevação no sentido anti-horário, isso garante não acionar o

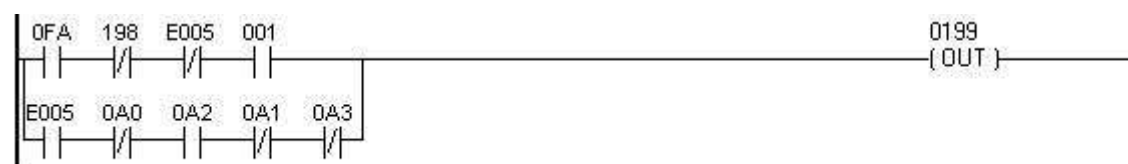
motor de elevação nos dois sentidos simultaneamente, ocasionando um conflito e queima de componentes. A memória (E005) normalmente fechada, garante que o acionamento do motor será comandado somente pelo GUARÁ, isso ocorrerá quando o botão da *M.M.I (OFF)* estiver selecionado no novo módulo do GUARÁ. O contato (001) será fechado quando finalizar o tempo de retardo do temporizador (TMR) 0001. Pela I.H.M a saída (0198) poderá ser acionada pela linha 14, quando a memória (E005) normalmente aberta for fechada, isto será feito quando o botão da M.M.I (ON) for selecionada, e os contatos (0A3), (0A0), (0A1) e (0A2) estiverem fechados.

O contato (0A3) é selecionado pelo botão do I.H.M K4 que tem a função de quando acionado, ligar o motor de elevação no sentido horário. O contato (0A0), é selecionado pelo botão da I.H.M (K1) que tem a função de quando acionado, ligar o motor de elevação no sentido anti-horário. O contato (0A1), é selecionado pelo botão do I.H.M (K2) que tem a função de quando acionado, ligar o motor de azimuth no sentido horário. O contato (0A2), é selecionado pelo botão do I.H.M (K3) que tem a função de quando acionado, ligar o motor de azimuth no sentido anti-horário. Estes contatos foram colocados em série para garantir apenas um acionamento de cada vez, esta lógica se repete nas linhas 14, 16 e 22.



Linhas 13 e 14

A linhas 15 e 16, são utilizadas para liberar a saída do C.L.P (0199) que tem a função de acionar o motor de elevação no sentido anti-horário. As funções de cada contato e memória são similares a lógica empregada das linhas 13 e 14.



Linhas 15 e 16

A linha 17, é utilizada para realizar a comparação (CMP) entre as memórias (0602) e (04F6), respectivamente os valores de azimuth contido no novo módulo do *software GUARÁ, New Launcher Position* e *Launcher Actual Position*. O contato

(E006) é fechado quando a função *Send* do novo módulo do software GUARÁ for acionada e assim realiza a comparação descrita.



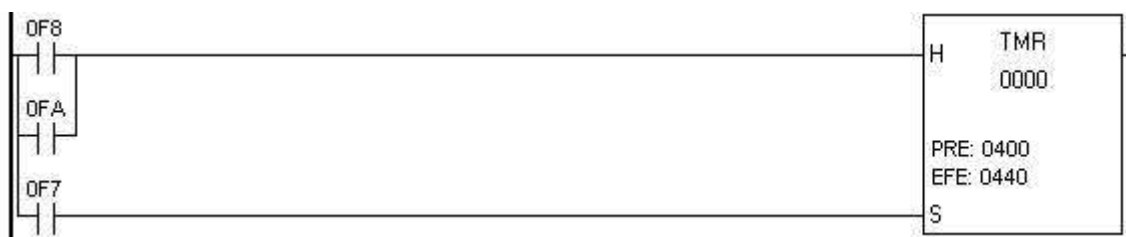
Linha 17

A linha 18, é utilizada para carregar (MOVK) um valor constante em um temporizador (TMR). A memória (0400) recebe um valor em milisegundos e carrega esta informação no temporizador (TMR) 0000 da figura 40, para fazer um retardo no acionamento do motor de azimuth. A memória (0200) apresenta a evolução do tempo de retardo inserido na memória (0400).



Linha 18

As linhas 19 e 20, são utilizadas para o temporizador (TRM) 0000. Este temporizador tem a função de retardar o acionamento do motor de azimuth.



Linhas 19 e 20

A linhas 21 e 22, são utilizadas para liberar a saída do C.L.P (019A) que tem a função de acionar o motor de azimuth no sentido horário. As funções de cada contato e memória são similares a lógica empregada das linhas 13 e 14.



Linhas 21 e 22

A linhas 23 e 24, são utilizadas para liberar a saída do C.L.P (019B), que tem a função de acionar o motor de azimute no sentido anti-horário. As funções de cada contato e memória são similares a lógica empregada das linhas 13 e 14, figura 89.



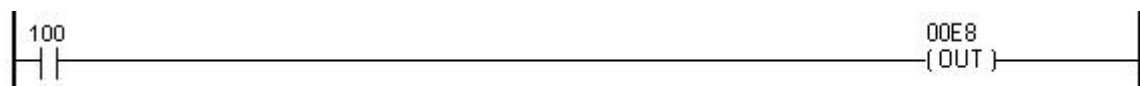
Linhas 23 e 24

A linha 25, é utilizada para a função de *reset* do encoder utilizado para realizar a contagem do posicionamento do ângulo de elevação. O contato (101) quando acionado, por meio de uma chave fim de curso, ligará a saída (00E0) e conseqüentemente a contagem memorizada pelo C.L.P da posição do ângulo de elevação se tornará zero.



Linha 25

A linha 26, é utilizada para a função de *reset* do encoder utilizado para realizar a contagem do posicionamento do ângulo de azimute. O contato (100) quando acionado, por meio de uma chave fim de curso, ligará a saída (00E8) e conseqüentemente a contagem memorizada pelo C.L.P da posição do ângulo de azimute se tornará zero.



Linha 26

APÊNDICE 3 – CÁLCULO DE AJUSTE DO LANÇADOR

O objetivo deste exercício é executar um exemplo completo da metodologia necessária para o cálculo do ajuste do lançador, e descrever a técnica para a compensação da influência dos ventos, em uma operação de lançamento de um foguete de sondagem não-controlado. Para o início deste exercício é necessário definir a ferramenta de cálculo de trajetória e o foguete em questão com todos os dados necessários para a sua execução. Foi utilizado o *software* ROSI (KRAMER, CRAUBNER e ZIEGLTRUM, 1976) para a execução dos cálculos da trajetória e um foguete genérico, do qual são definidos todos os dados necessários, tais como: variação de massa, azimuth nominal, elevação nominal, local de lançamento, aerodinâmica, propulsão dos motores, etc. Para simplificação do entendimento desse exercício, foi definido que somente as informações dos ângulo de azimuth e elevação, utilizados nos cálculos do ajuste do lançador serão apresentados, pois existe um número muito grande de informações que são coletadas e utilizadas em um cálculo de trajetória, e algumas dessas informações podem ser consideradas desnecessárias para o entendimento deste exercício. Após executar os cálculos da trajetória nominal do foguete, ou seja, não se considerando a influência do vento, e com os ângulos nominais em elevação de 84° e azimuth de 45° , obtem-se os seguintes resultados.

- Distância de impacto nominal $I_0 = 187,868 \text{ km}$;
- Azimute de impacto nominal $\alpha_0 = 41,664^\circ$.

Para os cálculos da pesagem do vento, foi utilizado um vento de altitude do CLA, para o mês de outubro, conforme tabela 1. Portanto a velocidade do vento é $v = 8,4 \text{ m/s}$ e a direção é de $\alpha = 94^\circ$. Decompondo o vetor vento em suas componentes Norte-Sul (NS) e Leste-Oeste (LO), aplicam-se as expressões 6 e 7.

$$\begin{array}{llll} LO' = -v \times \sin \alpha & \rightarrow & -8,4 \times \sin 94^\circ & = -8,3795 \\ NS' = -v \times \cos \alpha & \rightarrow & -8,4 \times \cos 94^\circ & = +0,58595 \end{array}$$

Obtidas essas informações, é necessário calcular as trajetórias para as “n” camadas de altitudes (altitudes intermediárias), considerando a decomposição do vento

acima. Por exemplo, calculando a trajetória, e considerando a influência do vento até a altitude de 1042 metros, são obtidas as seguintes informações de vôo.

- Distância de impacto $I_i = 245,371$ km;
- Azimute de impacto $\alpha_i = 57,437^\circ$.

Calculando a trajetória, e considerando a influência do vento até a altitude de 20.000 metros (altitude máxima), são obtidas as seguintes informações de vôo.

- Distância de impacto $I_n = 270,477$ km;
- Azimute de impacto $\alpha_n = 61,871^\circ$.

Portanto para a camada de altitude de 1042 metros, a função pesagem do vento, calculada por meio da expressão 1, será a seguinte:

$$f_i = \frac{\sqrt{(245,371)^2 + (187,868)^2 - 2 \times 245,371 \times 187,868 \times \cos(57,437 - 41,664)}}{\sqrt{(270,477)^2 + (187,868)^2 - 2 \times 270,477 \times 187,868 \times \cos(61,871 - 41,664)}}$$

$$f_i = 0,71987$$

Aplicando a expressão 2, é obtida a pesagem do vento para a camada de 1042 metros. As demais funções de pesagem do vento e os pesos do vento, para cada camada de altitude, pré-calculados e aplicados neste exemplo, como a camada de 942 metros, que se refere à pesagem do vento numa camada inferior à de 1042 metros ($f_{i-1} = 0,70531$), estão relacionados na tabela 6. Portanto conhecendo essas informações, é possível encontrar o peso do vento para a camada de altitude desejada.

$$\Delta f_i = 0,71987 - 0,70531$$

$$\Delta f_i = 0,01456$$

TABELA 9 - Tabela de Ventos

Altitudes	Direção	Velocidade	f_i	Δf_i	LO ^{*2}	NS ^{*2}
0	0	0	0	0	0	0
48	32	3.7	0	0	0	0
52	36	4.2	0	0	0	0
58	42	4.5	0.01595	0.01595	-0.04803	-0.05334
71	42	5.3	0.09183	0.07588	-0.2691	-0.29887
85	47	5.4	0.17430	0.08247	-0.3257	-0.30372
112	40	5.7	0.26648	0.09218	-0.33774	-0.4025
142	40	5.77	0.33576	0.06928	-0.25695	-0.30622
192	43	7.04	0.41808	0.08233	-0.39529	-0.42389
242	44	7.62	0.46298	0.0449	-0.23767	-0.24611
292	41	7.19	0.49389	0.0309	-0.14576	-0.16767
342	37	7.02	0.52009	0.02621	-0.11073	-0.14694
392	37	7.62	0.54163	0.02154	-0.09878	-0.13108
442	42	9.04	0.56257	0.02094	-0.12666	-0.14068

492	47	10.44	0.58545	0.02288	-0.1747	-0.16291
542	47	10.98	0.60032	0.01487	-0.11941	-0.11135
642	47	10.25	0.63263	0.03231	-0.24221	-0.22586
742	61	9.24	0.65960	0.02697	-0.21796	-0.12082
842	70	9.5	0.68444	0.02484	-0.22175	-0.08071
942	73	7.12	0.70531	0.02087	-0.1421	-0.04344
1042	87	4.98	0.71987	0.01456	-0.07241	-0.00379
1542	127	4.82	0.79045	0.07058	-0.27169	0.204735
1792	151	7.69	0.81308	0.02263	-0.08437	0.152205
2042	152	9.64	0.83036	0.01728	-0.0782	0.147081
2542	144	7.7	0.85758	0.02722	-0.1232	0.169565
3042	124	6.57	0.87498	0.0174	-0.09477	0.063926
3542	91	7.38	0.88142	0.00645	-0.04759	0.000831
4042	93	8.76	0.87996	-0.00147	0.01286	-0.00067
4292	90	9.4	0.87920	-0.00076	0.007144	4.38E-19
4542	75	9.32	0.87792	-0.00128	0.011523	0.003088
5042	69	7.31	0.87281	-0.00511	0.034873	0.013387
6042	66	6.7	0.91079	0.03798	-0.23247	-0.1035
7042	89	3.97	0.93142	0.02062	-0.08185	-0.00143
8042	59	6.45	0.94522	0.01381	-0.07635	-0.04588
9042	67	11.06	0.95364	0.00842	-0.08572	-0.03639
10042	58	6.17	0.96142	0.00778	-0.04071	-0.02544
12542	186	1.84	0.97420	0.01278	0.002458	0.023386
15042	207	8.04	0.98252	0.00832	0.030369	0.059602
20042	270	4.53	1.0000	0.01748	0.079184	1.46E-17

No atual procedimento utilizado, a função pesagem do vento (pesos/camada) é pré-calculada tomando-se por base um vento “padrão” estatístico estabelecido para o mês do lançamento. Durante a cronologia do lançamento, são realizadas várias radiossondagens que medem a direção e velocidade do vento. Esses dados, utilizados em conjunto com os pesos pré-calculados, são responsáveis pelo cálculo do vento balístico e conseqüentemente, pelo cálculo do ajuste do lançador.

Observando a camada de 1042 metros, tem-se uma variação na direção (87°) e na velocidade do vento (4,98 m/s). Aplicando as expressões 8 e 9, a decomposição do vento, para a camada de 1042 metros sofrendo a influência do vento numa direção de 87° e uma velocidade de 4,98 m/s, será de:

$$LO'' = -4,98 \times 0,01456 \times \sin 87^\circ \quad LO'' = -0.07241$$

$$NS'' = -4,98 \times 0,01456 \times \cos 87^\circ \quad NS'' = -0.00379$$

Efetuada a somatória algébrica das componentes do vento nas direções LO e NS, são aplicadas as expressões 10 e 11.

$$LO = -4,58145$$

$$NS = -2,74542$$

Portanto o cálculo da intensidade do vento balístico da expressão 12 será:

$$vb = \sqrt{(-2,74542)^2 + (-4,58145)^2} \quad vb = 5,341071 \text{ m/s}$$

Para conhecer a direção do vento balístico é aplicada uma das expressões de 13 a 17, obedecendo suas respectivas condições. Para esse caso, como os valores de LO e NS são negativos, é utilizada a condição da expressão 13, sendo a direção do vento balístico dada por:

$$\alpha_b = \tan^{-1}\left(\frac{-4,58145}{-2,74542}\right) \quad \alpha_b = 59,06^\circ$$

Para o cálculo do vento unitário é necessário estabelecer a direção do vento unitário. Conhecendo o azimuth nominal $\alpha_0=45^\circ$, portanto aplicam-se as expressões 18, 19 e 20, para encontrar respectivamente, os ângulos de azimuth dos ventos lateral, frontal e de cauda.

$$\alpha_{ul} = 45^\circ + 90^\circ \quad \alpha_{ul} = 135^\circ$$

$$\alpha_{uf} = 45^\circ \quad \alpha_{uf} = 45^\circ$$

$$\alpha_{uc} = 45^\circ + 180^\circ \quad \alpha_{uc} = 225^\circ$$

Conhecendo as direções de cada vento unitário e sabendo que, para essas simulações de trajetória foi aplicado um vento unitário de 1m/s, é necessário agora calcular a influência desses ventos na trajetória do foguete. Para o caso de um vento lateral, tem-se a decomposição do vento unitário utilizando as expressões 6 e 7:

$$-1 \times \sin 135^\circ = +0,707106$$

$$-1 \times \cos 135^\circ = -0,707106$$

Utilizando esses dados e calculando a trajetória, são apresentados os seguintes dados de distância e azimuth de impacto do foguete, sob a influência de um vento lateral até 20.000 metros de altitude:

- Distância de impacto (I_{uyl}) = 187,642 km
- Azimuth de impacto (α_{uyl}) = 46,086°

Para um vento frontal, a decomposição será:

$$-1 \times \sin 45^\circ = -0,707106$$

$$-1 \times \cos 45^\circ = -0,707106$$

A influência na trajetória do foguete utilizando o vento frontal até 20000 metros de altitude será:

- Distância de impacto (I_{uyl}) = 201,427 km

- Azimute de impacto (α_{uvl}) = 41,899°

Para um vento de cauda, a decomposição será:

$$-1 \times \sin 225^\circ = +0,707106$$

$$-1 \times \cos 225^\circ = +0,707106$$

A influência na trajetória do foguete utilizando o vento frontal até 20000 metros de altitude será:

- Distância de impacto (I_{uvl}) = 174,304 km
- Azimute de impacto (α_{uvl}) = 41,396°

Aplicando a expressão 21 será encontrado o deslocamento (D) do foguete em relação à trajetória nominal, para cada caso de vento unitário.

Para o vento lateral:

$$D = \sqrt{(187,642)^2 + (187,868)^2 - 2 \times (187,642) \times (187,868) \times \cos(46,086 - 41,664)}$$

$$D = 14,488 \text{ km}$$

Para o vento frontal:

$$D = \sqrt{(201,427)^2 + (187,868)^2 - 2 \times (201,427) \times (187,868) \times \cos(41,899 - 41,664)}$$

$$D = 13,582 \text{ km}$$

Para o vento de cauda:

$$D = \sqrt{(174,304)^2 + (187,868)^2 - 2 \times (174,304) \times (187,868) \times \cos(41,396 - 41,664)}$$

$$D = -13,590 \text{ km}$$

Aplicando as expressões 22, 23 e 24, será encontrada, respectivamente a influência do vento uniforme lateral, frontal e de cauda.

$$vu_L = \frac{14,488 \text{ km}}{1 \text{ m/s}}$$

$$vu_L = 14,488 \text{ km/m/s}$$

$$vu_F = \frac{13,582 \text{ km}}{1 \text{ m/s}}$$

$$vu_F = 13,582 \text{ km/m/s}$$

$$vu_C = \frac{-13,590 \text{ km}}{1 \text{ m/s}}$$

$$vu_C = -13,590 \text{ km/m/s}$$

Para o cálculo do vento balístico é necessário calcular a diferença entre o azimute do vento balístico e o azimute nominal, ilustrado na figura 31, portanto:

$$\varphi = \alpha_0 - \alpha_b$$

$$\varphi = 45^\circ - 59,06^\circ$$

$$\varphi = -14,06^\circ$$

Aplicando as expressões 25, 26 e 27:

$$vb_L = 5,341071 \times \sin(-14,06)$$

$$vb_L = -1,29755$$

$$vb_F = 5,341071 \times \cos(-14,06)$$

$$vb_F = +5,18106$$

$$vb_C = 5,341071 \times \cos(-14,06)$$

$$vb_C = +5,18106$$

Para o cálculo do deslocamento efetivo do impacto do foguete, são aplicadas as expressões 29, 30 e 31, respectivamente para os ventos lateral, frontal e de cauda.

Portanto tem-se:

$$\begin{array}{lll} \Delta W_L = vb_L \times vu_L & \Delta W_L = -1,29755 \times (+14,488) & \Delta W_L = -18,7989 \\ \Delta W_F = vb_F \times vu_F & \Delta W_F = +5,18106 \times (+13,582) & \Delta W_F = +70,3691 \\ \Delta W_C = vb_C \times vu_C & \Delta W_C = +5,18106 \times (-13,590) & \Delta W_C = -70,4106 \end{array}$$

De acordo com as condições das expressões 32 e 33, para definir se o vento é frontal ou de cauda, foi verificado que $\cos\phi > 0$, ou seja, $\cos(-14,06^\circ) = +0,97$. O resultado positivo define que o vento para este exercício é frontal ao foguete. Portanto para calcular o deslocamento do foguete, para o caso do vento frontal, é utilizada a expressão 34.

$$I_x = I_0 - \Delta W_F \quad I_x = 187,868 - 70,3691 \quad I_x = 117,4989 \text{ km}$$

Para a correção do ângulo de azimute, é utilizada a expressão 36.

$$\Phi = \tan^{-1} \left(\frac{-18,7989}{117,4989} \right) \quad \Phi = -9,0898$$

Utilizando a expressão 37, que calcula o ângulo de correção de azimute, tem-se:

$$\alpha_a = 45^\circ + (-9,0898^\circ) \quad \alpha_a = 35,91^\circ$$

Para a correção do ângulo de elevação, é necessário calcular o efeito da inclinação do lançador na distância de impacto do foguete, aplicando a expressão 38.

$$tte = \frac{187,868}{90 - 84} \quad tte = 31,311 \text{ km}/^\circ$$

A expressão 39 é utilizada para determinar a distância de impacto do foguete, devido à perturbação do vento, então:

$$r_1 = \sqrt{\Delta W_L^2 + I_x^2} \quad r_1 = \sqrt{(-18,7989)^2 + (117,4989)^2} \quad r_1 = +118,9932$$

A expressão 40 é usada para o cálculo final do posicionamento em elevação do foguete, para compensar a perturbação do vento.

$$E_1 = 90 - \frac{r_1}{tte} \quad E_1 = 90 - \frac{118,9932}{31,311} \quad E_1 = 86,2^\circ$$

Para compensar a influência do vento utilizado neste exercício o azimute de lançamento deverá ser corrigido e posicionado em **35,91°** e a elevação em **86,2°**.

APÊNDICE 4 – RELATÓRIO TDA

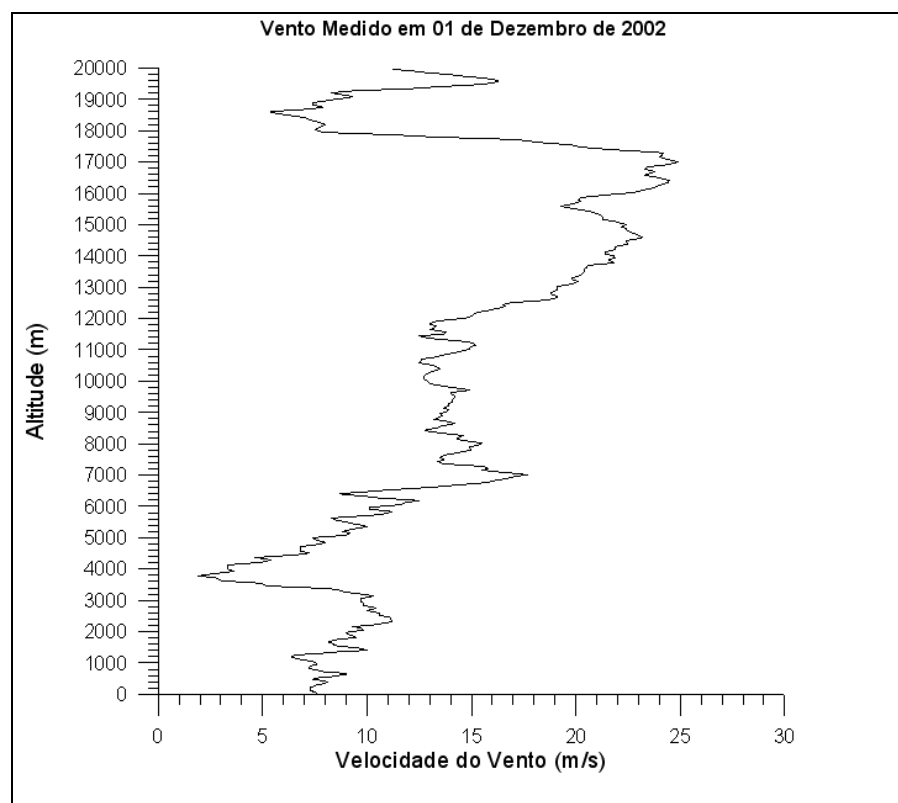
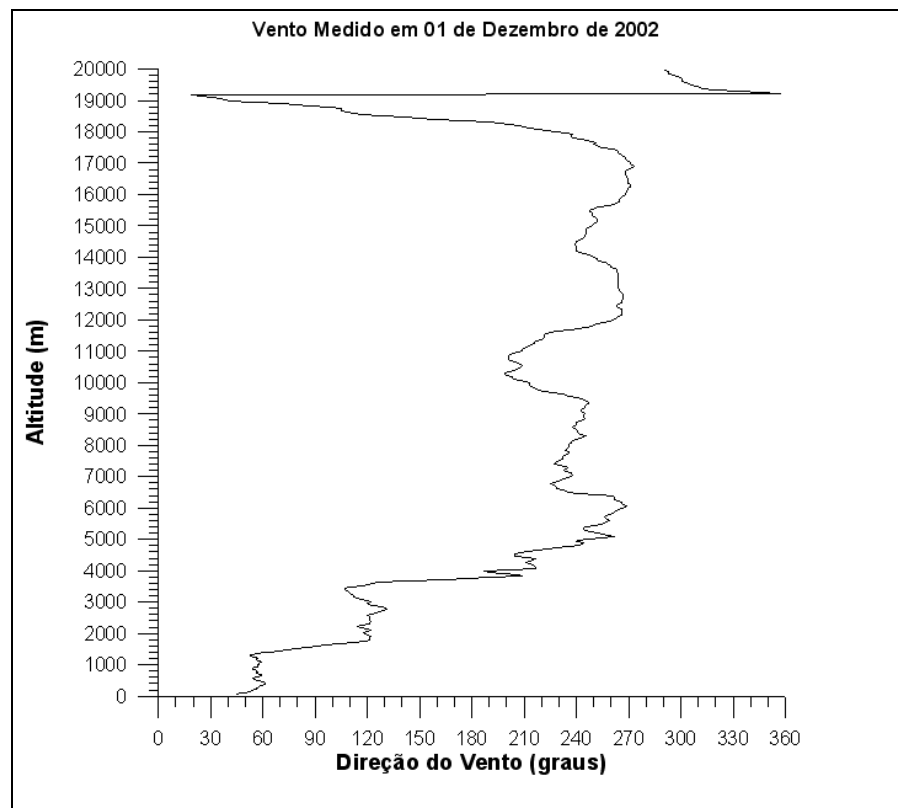
Exemplos de relatórios de saída, gerado pelo programa TDA:

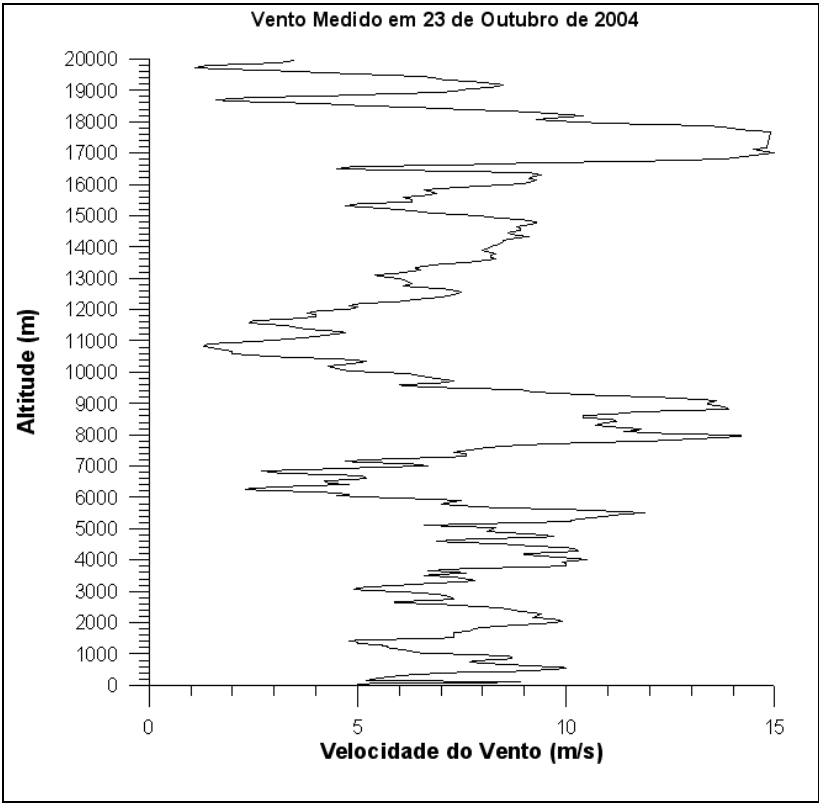
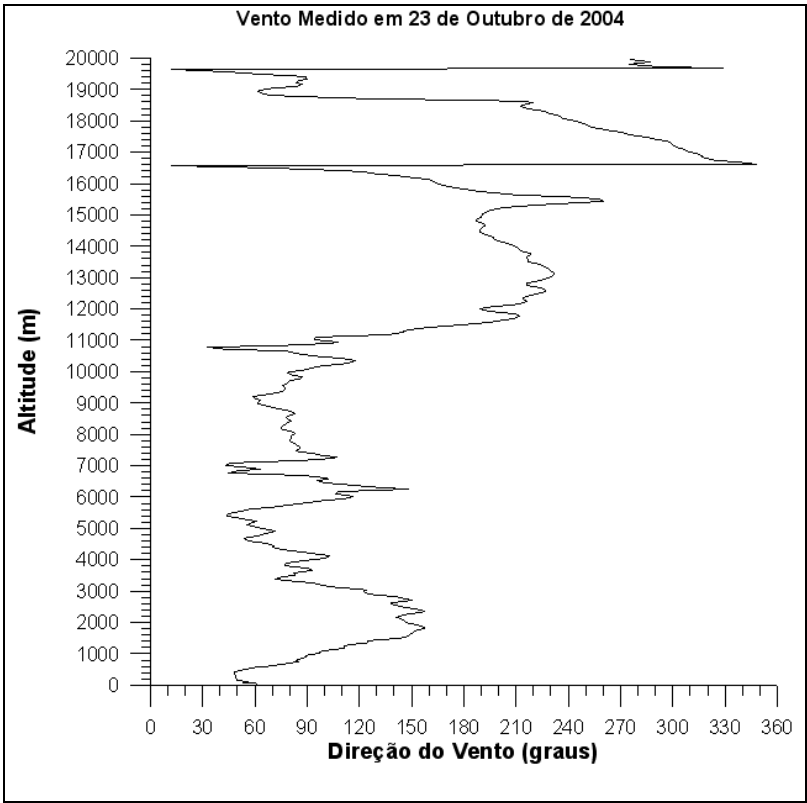
VS30/Orion XV02				
DISPERSION FACTORS	IMPACT POINT DISPLACEMENT [KM]			
	ERROR	DOWN RANGE	CROSS RANGE	VAR. APOGEE
Ignition				
Launcher Elevation Error	+ 0.50 (Deg)	-2.5	-25.6	2.1
Launcher Elevation Error	- 0.50 (Deg)	2.4	24.8	-2.2
Launcher Azimuth Error	+ 1.00 (Deg)	5.4	-0.5	0.1
Launcher Azimuth Error	- 1.00 (Deg)	-5.4	0.4	-0.1
Weight Variation	+ 0.01 (%)	1.1	-18.2	-36.3
Weight Variation	- 0.01 (%)	-1.5	20.3	42.0
Thrust Misalignment in Yaw	+ 0.10 (Deg)	-105.7	-23.0	-0.2
Thrust Misalignment in Yaw	- 0.10 (Deg)	105.4	20.8	-3.3
Thrust Misalignment in Pitch	+ 0.10 (Deg)	22.2	-103.9	7.1
Thrust Misalignment in Pitch	- 0.10 (Deg)	-21.5	100.0	-10.5
Thrust Variation	+ 0.02 (%)	-0.8	3.0	14.4
Thrust Variation	- 0.02 (%)	0.7	-3.6	-14.3
Aerodynamic Drag	+ 0.10 (%)	0.5	-5.0	-13.6
Aerodynamic Drag	- 0.10 (%)	-0.6	5.1	13.9
Cross Wind	+ 0.50 (m/s)	1.0	8.9	-0.9
Cross Wind	- 0.50 (m/s)	-0.9	-9.0	0.6
Head Wind	+ 0.50 (m/s)	9.1	-1.0	0.1
Head Wind	- 0.50 (m/s)	-9.1	0.8	-0.3
Improved Orion Ignition				
Thrust Variation	+ 0.03 (%)	-0.5	8.8	16.1
Thrust Variation	- 0.03 (%)	0.4	-8.7	-15.8
Aerodynamic Drag	+ 0.10 (%)	0.0	-0.2	-0.5
Aerodynamic Drag	- 0.10 (%)	-0.0	0.2	0.5
D I S P E R S I O N (R Q S Q)		108.3	107.9	49.8
		-108.4	-111.9	-45.7

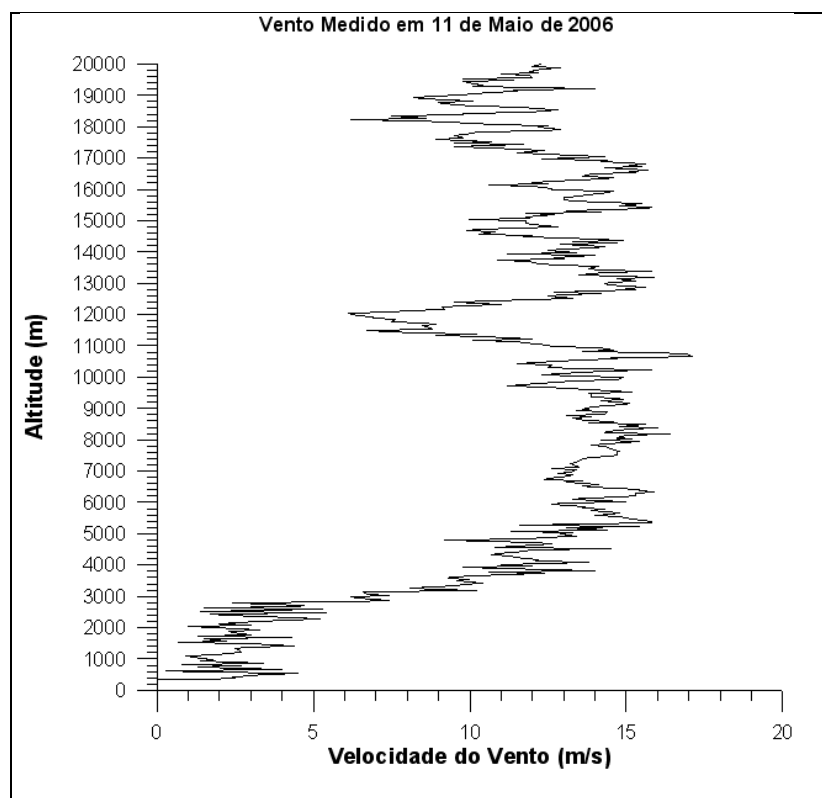
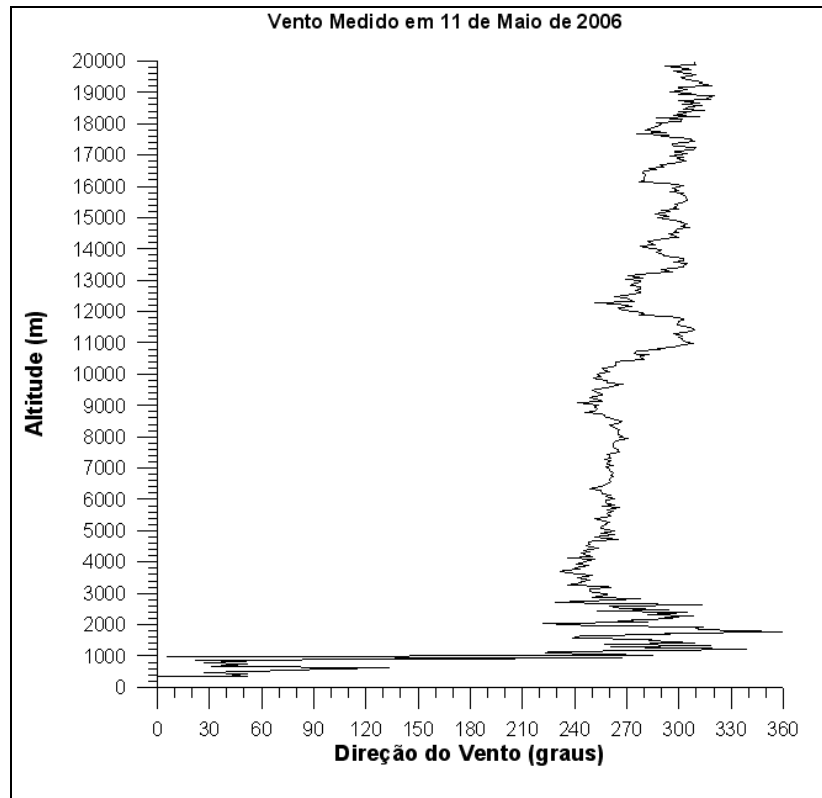
VSB-30 V01				
DISPERSION FACTORS		IMPACT POINT DISPLACEMENT [KM]		
	ERROR	CROSS RANGE	DOWN RANGE	VAR. APOGEE
Vehicle Ignition				
Thrust Variation	+ 2.00 (%)	-0.217	0.483	4.741
Thrust Variation	- 2.00 (%)	0.235	-0.084	-4.764
Thrust Misalignment in Pitch	+ 0.10 (Deg)	13.253	-27.715	2.663
Thrust Misalignment in Pitch	- 0.10 (Deg)	-13.011	27.020	-3.205
Thrust Misalignment in Yaw	+ 0.10 (Deg)	-29.128	-12.703	0.985
Thrust Misalignment in Yaw	- 0.10 (Deg)	28.951	12.394	-1.548
Aerodynamic Drag	+10.00 (%)	0.041	-0.457	-1.308
Aerodynamic Drag	-10.00 (%)	-0.032	0.647	1.329
Weight Variation	+ 1.00 (%)	0.112	-0.003	-2.226
Weight Variation	- 1.00 (%)	-0.105	0.193	2.270
Fin Misalignment	+ 0.01 (Deg)	-0.001	-0.000	0.000
Fin Misalignment	- 0.01 (Deg)	0.001	-0.001	0.000
Launcher Elevation Error	+ 0.50 (Deg)	-0.979	-15.661	1.584
Launcher Elevation Error	- 0.50 (Deg)	0.983	15.632	-1.724
Launcher Azimuth Error	+ 1.00 (Deg)	3.453	-0.218	0.026
Launcher Azimuth Error	- 1.00 (Deg)	-3.457	0.157	-0.027
Head Wind	+ 0.50 (m/s)	0.420	6.893	-0.743
Head Wind	- 0.50 (m/s)	-0.407	-6.756	0.716
Cross Wind	+ 0.50 (m/s)	7.209	-0.390	0.041
Cross Wind	- 0.50 (m/s)	-7.240	0.360	-0.069
S31 Burn out / S30 Ignition				
Thrust Misalignment in Pitch	+ 0.10 (Deg)	0.012	0.081	-0.012
Thrust Misalignment in Pitch	- 0.10 (Deg)	-0.016	-0.085	0.005
Thrust Misalignment in Yaw	+ 0.10 (Deg)	-0.088	0.010	-0.005
Thrust Misalignment in Yaw	- 0.10 (Deg)	0.084	-0.013	-0.002
Thrust Variation	+ 3.00 (%)	-0.282	10.067	14.680
Thrust Variation	- 3.00 (%)	0.260	-9.668	-14.202
Aerodynamic Drag	+10.00 (%)	0.078	-2.552	-3.917
Aerodynamic Drag	-10.00 (%)	-0.071	2.741	3.955
Weight Variation	+ 1.00 (%)	0.187	-6.958	-10.123
Weight Variation	- 1.00 (%)	-0.210	7.541	10.921
D I S P E R S I O N (R S S)		32.8	36.6	19.8
		-32.9	-37.0	-19.1

VS30 XV06				
DISPERSION FACTORS	IMPACT POINT DISPLACEMENT [KM]			
	ERROR	CROSS RANGE	DOWN RANGE	VAR. APOGEE
Ignition				
Thrust Variation	+ 2.00 (%)	-0.117	3.840	11.176
Thrust Variation	- 2.00 (%)	0.105	-3.791	-10.856
Thrust Misalignment in Pitch	+ 0.10 (Deg)	2.141	-15.664	0.985
Thrust Misalignment in Pitch	- 0.10 (Deg)	-2.127	15.473	-1.192
Thrust Misalignment in Yaw	+ 0.10 (Deg)	-15.939	-2.147	0.034
Thrust Misalignment in Yaw	- 0.10 (Deg)	15.919	2.085	-0.241
Aerodynamic Drag	+10.00 (%)	0.054	-2.678	-6.568
Aerodynamic Drag	-10.00 (%)	-0.057	2.736	6.736
Weight Variation	+ 1.00 (%)	0.068	-2.647	-7.258
Weight Variation	- 1.00 (%)	-0.076	2.790	7.698
Fin Misalignment	+ 0.01 (Deg)	-0.000	0.004	0.003
Fin Misalignment	- 0.01 (Deg)	-0.001	-0.013	0.001
Launcher Elevation Error	+ 0.50 (Deg)	-0.348	-9.635	0.633
Launcher Elevation Error	- 0.50 (Deg)	0.349	9.596	-0.706
Launcher Azimuth Error	+ 1.00 (Deg)	1.713	-0.073	0.005
Launcher Azimuth Error	- 1.00 (Deg)	-1.714	0.043	-0.005
Head Wind	+ 0.50 (m/s)	0.309	5.494	-0.394
Head Wind	- 0.50 (m/s)	-0.247	-5.539	0.384
Cross Wind	+ 0.50 (m/s)	5.641	-0.282	0.016
Cross Wind	- 0.50 (m/s)	-5.642	0.233	-0.026
D I S P E R S I O N (R S S)		17.1	19.9	15.2
		-17.1	-20.1	-14.7

APÊNDICE 5 – SONDAGENS DE VENTOS







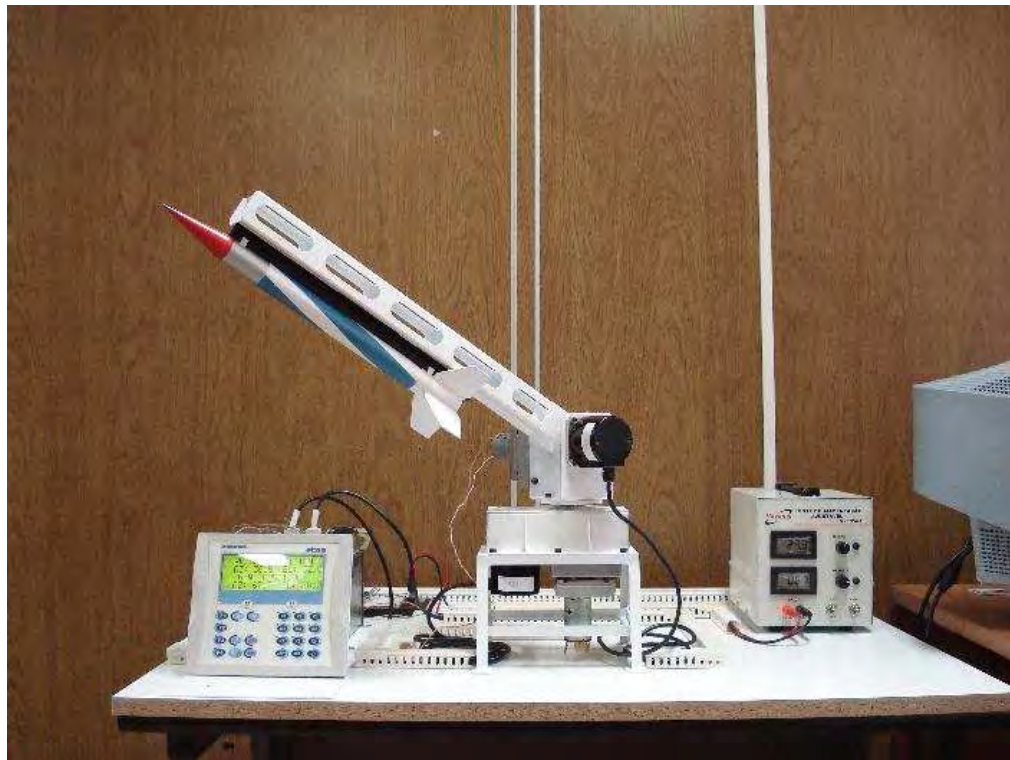
APÊNDICE 6 – POSICIONAMENTO DO LANÇADOR

Nesse apêndice estão disponíveis algumas fotos do protótipo do lançador, em diversos ângulos de azimute e elevação. Foram realizadas algumas checagens utilizando chaves de nível, para a calibragem dos ângulos na posição zeros graus.

Azimute: 0° ; Elevação: 0°



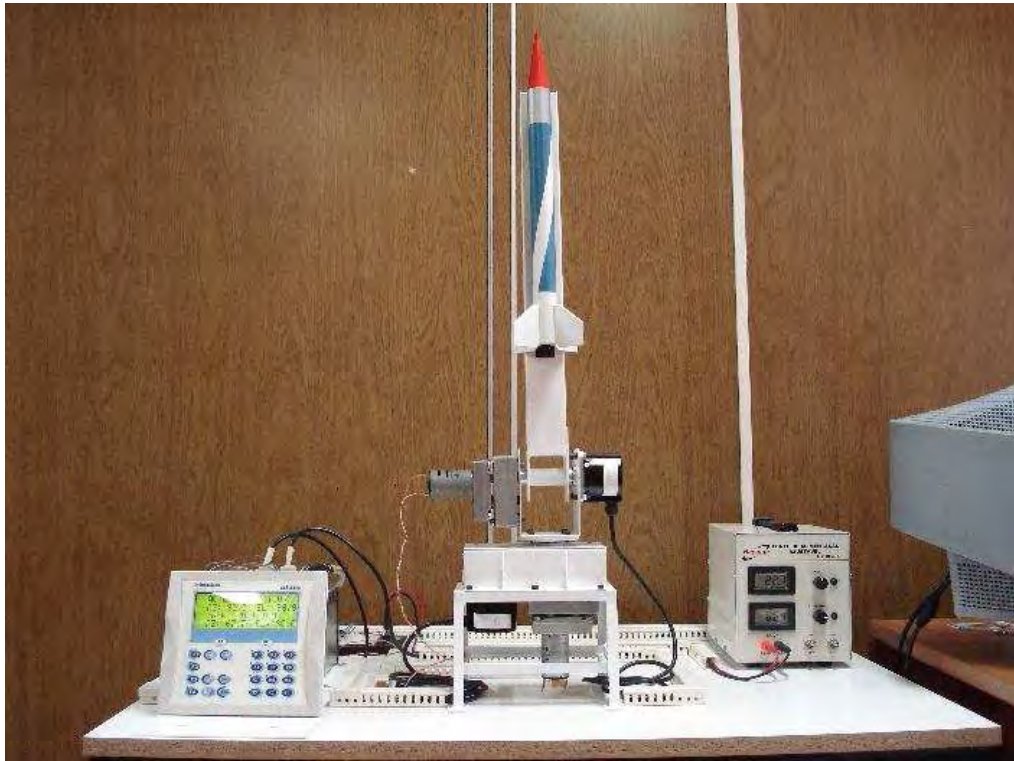
Azimute: 30° ; Elevação: 30°



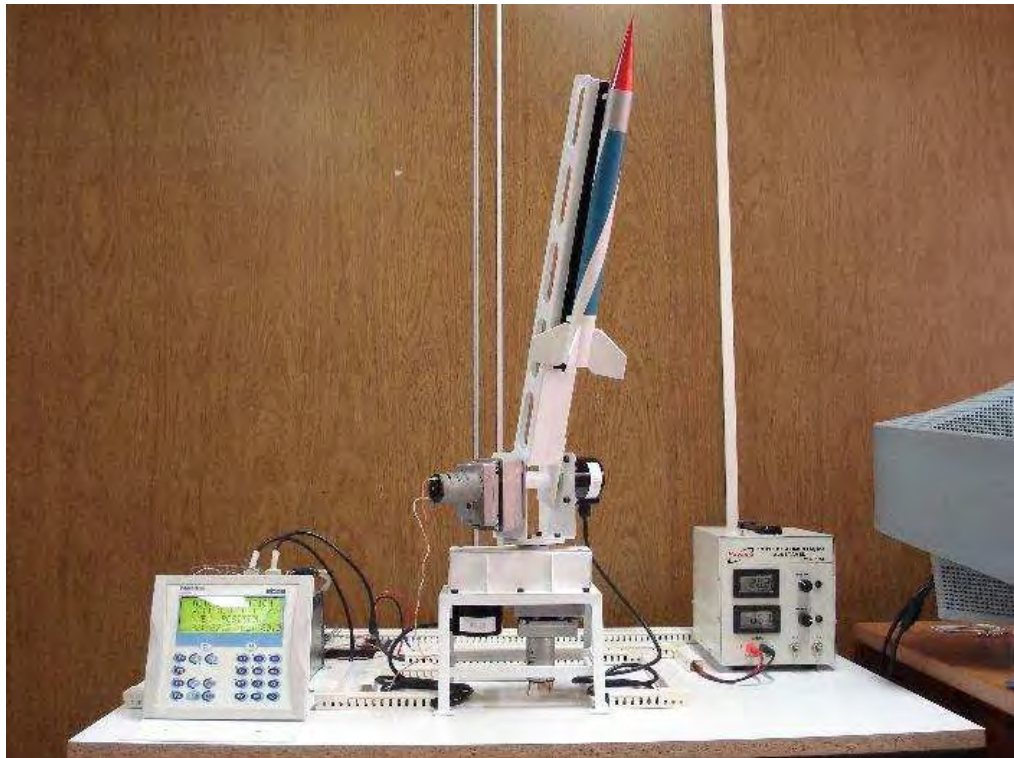
Azimute: 60° ; Elevação: 60°



Azimute: 90° ; Elevação: 90°



Azimute: 120° ; Elevação: 70°



Azimuth: 150° ; Elevação: 60°



Azimuth: 180° ; Elevação: 50°

