

# USF

Análise da oscilação lateral de foguetes  
balísticos através do método de oscilação livre

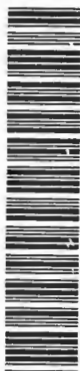
**Dawson Tadeu Izola**



**ANÁLISE DA OSCILAÇÃO LATERAL  
DE FOGUETES BALÍSTICOS  
ATRAVÉS DO MÉTODO DE OSCILAÇÃO LIVRE**

**DAWSON TADEU IZOLA**

DEDALUS - Acervo - EESC



31100016823

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

ORIENTADOR: Prof. Dr. FERNANDO MARTINI CATALANO

SÃO CARLOS  
1997



Class.	TESE - EESC
Cutt.	- 2779
Tombo	197/97

0934308

Ficha catalográfica preparada pela Seção de Tratamento  
da Informação do Serviço de Biblioteca - EESC-USP

I99a Izola, Dawson Tadeu  
Análise da oscilação lateral de foguetes  
balísticos através do método de oscilação livre /  
Dawson Tadeu Izola. -- São Carlos, 1997.  
  
Dissertação (Mestrado) -- Escola de Engenharia  
de São Carlos-Universidade de São Paulo, 1997.  
Área: Engenharia Mecânica  
Orientador: Prof. Dr. Fernando Martini  
Catalano  
  
1. Foguete. 2. Estabilização lateral.  
3. Método de oscilação livre. I. Título.

**FOLHA DE APROVAÇÃO**

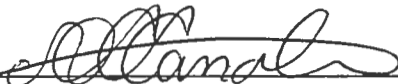
Candidato: Tecnólogo **DAWSON TADEU IZOLA**

Dissertação defendida e aprovada em 06-10-1997  
pela Comissão Julgadora:



---

Prof. Doutor **FERNANDO MARTINI CATALANO (Orientador)**  
(Escola de Engenharia de São Carlos - Universidade de São Paulo)



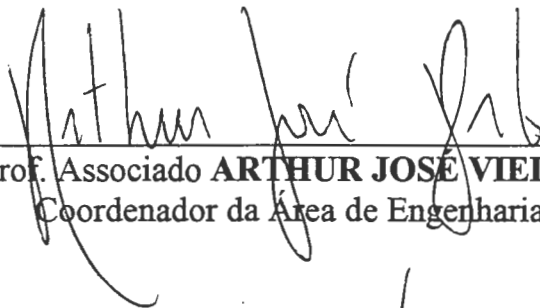
---

Prof. Doutor **ANTONIO CARLOS CANALE**  
(Escola de Engenharia de São Carlos - Universidade de São Paulo)



---

Prof. Doutor **PAULO CELSO GRECO JUNIOR**  
(Pontifícia Universidade Católica - Belo Horizonte)



---

Prof. Associado **ARTHUR JOSÉ VIEIRA PORTO**  
Coordenador da Área de Engenharia Mecânica



---

**JOSÉ CARLOS A CINTRA**  
Presidente da Comissão de Pós-Graduação

*Dedico este trabalho ao meu Orientador Professor Dr. Fernando Martini Catalano,  
que teve a paciência e a competência de me apresentar a este fascinante  
mundo aerodinâmico.*

## AGRADECIMENTOS

Ao meu Orientador Prof. Dr. *Fernando Martini Catalano*, pela imprescindível orientação e amizade ao longo deste trabalho de mestrado.

Ao CNPq, que financiou este trabalho.

Ao professor Dr. *Michael Maunsell*, pelo auxílio na pós-graduação.

Ao meu co-Orientador Dr. *Paulo Greco* por todo auxílio na parte teórica.

Ao Dr. *Marcello Faraco* pelo auxílio técnico e às várias dúvidas plantadas, fazendo com que o trabalho final se apresentasse mais detalhado.

Aos amigos *Jaqueline, José Antônio, Amélia, Rogério, Joãzinho, Joazão e André*, pelo companheirismo e pelas horas de profunda amizade.

Aos Técnicos do LAE *Osnam e Otávio* pelo auxílio no laboratório.

À Diretora da Fatec-SP prof.<sup>a</sup> Dr.<sup>a</sup> *Helena Gemignani Peterossi*, por ter me direcionado à vida acadêmica.

Ao Prof. *Paulo Gonçalves de Oliveira* por todo estímulo e auxílio.

À Equipe do Grupo Lenda da Fatec-SP em especial aos estagiários *Paulo Sérgio da Silva Bertelli e Gilson Andrade Ferreira* pelo auxílio na construção dos modelos e do equipamento de oscilação.

Ao amigo e aluno *Fábio Nunes Ribeiro* pelo auxílio nos desenhos.

Ao amigo *Luiz Henrique Corrêa Bernardes*, pelo importante auxílio na construção do equipamento eletrônico.

Ao amigo *Giuseppe Ricardo Passarini* pelas fotos.

Ao meu pai *Dirceu Izola* que mesmo distante nunca deixou de me incentivar.

E por fim, a *Simone Pinheiro da Silva*, que me ajudou desde na editoração de relatórios à compreensão da minha ausência, neste período importante da minha vida.

## SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS .....	i
LISTA DE TABELAS .....	vi
LISTA DE SÍMBOLOS .....	viii
RESUMO .....	xii
ABSTRACT .....	xiii
1 INTRODUÇÃO .....	01
2 REVISÃO DA LITERATURA .....	05
2.1 Histórico .....	05
2.2 Método de Oscilação Livre .....	09
2.3 Estabilização Lateral de foguetes em Pequenos Ângulos de Ataque .....	11
2.4 Oscilações Próprias Amortecidas .....	14
2.5 Transformada de Hilbert no Domínio do Tempo .....	18
2.6 Coeficiente de Arrasto .....	18
2.7 Metodologia Adotada .....	19
3 METODOLOGIA .....	21
3.1 Introdução e Objetivo .....	21
3.2 Construção do Equipamento de Oscilação .....	22
3.2.1 Controlador PIC .....	25
3.2.1.1 Resolução do Equipamento .....	22
3.2.2 Programa de Controle do Equipamento de Oscilação .....	26
3.2.3 Calibração do Equipamento de Oscilação .....	26
3.2.3.1 Introdução .....	26
3.2.3.2 Cálculos .....	28
3.2.3.3 Gráficos .....	30
3.2.3.4 Conclusão .....	32

3.2.4 Determinação do “k” da mola .....	33
3.2.4.1 Introdução.....	33
3.2.4.2 Mola 1 .....	35
3.2.4.3 Análise dos Resultados .....	35
3.2.4.4 Mola 2 .....	36
3.2.4.5 Análise dos Resultados .....	37
3.3 Descrição do Experimento .....	38
3.3.1 Características dos Dados Recuperados no Controlador PIC .....	39
3.3.1.1 Resolução do Equipamento .....	39
3.3.2 Características dos Equipamentos Experimentais .....	40
3.3.3 Características dos Modelos Experimentais dos Foguetes .....	42
3.2.4 Dimensionamento dos Modelos de Foguetes .....	42
3.2.4.1 Programa para Cálculo do Centro Aerodinâmico .....	43
3.2.5 Descrição do Método .....	44
3.2.5.1 Ogiva .....	45
3.2.5.2 Suporte Cônico ou Base Cônica .....	45
3.2.5.3 Corpo Cilíndrico .....	45
3.2.5.4 Aletas .....	46
3.3 Resultados .....	50
3.4 Análise dos Resultados .....	50
3.5 Conclusão .....	51
3.6 Determinação do Centro de Gravidade .....	51
3.7 Cálculo do Centro Aerodinâmico dos Modelos .....	53
3.8 Características dos modelos de Foguete .....	55
3.9 Análise Experimental dos Modelos .....	56
3.9.1 Túnel de Vento LAE1 .....	58
3.9.2 Foguete 1 .....	59
3.9.2.1 Memorial de Cálculos .....	65
3.9.2.2 Resultados Foguete 1 .....	68
3.9.2.3 Análise dos Resultados Foguete 1 .....	69
3.9.3 Foguete 2 .....	69



3.9.3.1 Dados Experimentais Foguete 2 .....	70
3.9.3.2 Resultados Foguete 2 .....	71
3.9.4 Foguete 3 .....	72
3.9.4.1 Dados Experimentais Foguete 3 .....	72
3.9.4.2 Resultados Foguete 3 .....	73
3.9.5 Foguete 4 .....	74
3.9.5.1 Dados Experimentais Foguete 4 .....	74
3.9.5.2 Resultados Foguete 4 .....	75
3.9.6 Foguete 5 .....	76
3.9.6.1 Dados Experimentais Foguete 5 .....	76
3.9.6.2 Resultados Foguete 5 .....	77
3.9.7 Foguete 6 .....	78
3.9.7.1 Dados Experimentais Foguete 6 .....	78
3.9.7.2 Resultados Foguete 6 .....	79
3.9.8 Foguete 7 .....	80
3.9.8.1 Dados Experimentais Foguete 7 .....	80
3.9.8.2 Resultados Foguete 7 .....	81
3.9.9 Foguete 8 .....	82
3.9.9.1 Dados Experimentais Foguete 8 .....	82
3.9.9.2 Resultados Foguete 8 .....	83
3.9.10 Foguete 9 .....	84
3.9.10.1 Dados Experimentais Foguete 9 .....	84
3.9.10.2 Resultados Foguete 9 .....	85
3.9.11 Foguete 10 .....	86
3.9.11.1 Dados Experimentais Foguete 10 .....	86
3.9.11.2 Resultados Foguete 10 .....	87
3.9.12 Foguete 11 .....	88
3.9.12.1 Dados Experimentais Foguete 11 .....	88
3.9.12.2 Resultados Foguete 11 .....	89
3.9.13 Foguete 12 .....	90
3.9.13.1 Dados Experimentais Foguete 12 .....	90

3.9.13.2 Resultados Foguete 12 .....	91
3.10 Razão de Decaimento dos Modelos .....	92
3.10.1 Análise dos Resultados de Decaimento .....	94
3.11 Resultado de $N_r$ .....	94
3.11.1 Análise dos Resultados de $N_r$ e $n_r$ .....	97
3.12 Resultado de $N_v$ .....	97
3.12.1 Análise dos Resultados de $N_v$ e $n_v$ .....	100
3.13 Coeficiente de Arrasto dos Modelos .....	100
3.13.1 Balança Aerodinâmica .....	100
3.13.2 Pressão Dinâmica .....	102
3.13.3 Calibração da Balança .....	102
3.13.4 Leituras de Arrasto do Foguete 1 .....	104
3.13.4.1 Resultados do CD para todos os Modelos .....	105
3.13.4.2 Análise dos Resultados de CD .....	106
3.13.5 Análise de CD separado por Grupos .....	106
3.13.5.1 Grupo de Modelos Separados por Aletas .....	106
3.13.5.2 Análise dos Resultados por Grupo de Aletas .....	107
3.13.6 Grupo de Modelos Separados por Ogivas .....	108
3.13.6.1 Análise dos Resultados por Grupo de Ogivas .....	109
3.14 Experimento de Visualização .....	109
3.14.1 Visualização dos Modelos – Ogivas .....	110
3.14.2 Análise dos Resultados das Ogivas .....	111
3.15 Visualização dos Modelos – Aletas .....	112
3.15.1 Análise dos Resultados das Aletas .....	114
3.16 Modelo de Melhor Desempenho .....	114
3.16.1 Melhor Modelo para a utilização da Micro-câmara .....	115
3.17 Análise dos Resultados .....	116
4 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS .....	118
4.1 Conclusão .....	118
4.2 Sugestões para Trabalhos Futuros .....	121
Anexo A – Foguetes Balísticos .....	123

A.1 Foguete .....	123
A.1.1 Combustível .....	125
A.1.2 Tubeira e Câmara de Combustão .....	126
A.1.3 Pressão Limite .....	126
A.1.4 Velocidade de Ejeção .....	127
A.2 Análise da Combustão .....	127
A.2.1 Verificação da Espécie da Combustão (I) .....	128
A.2.2 Verificação da Espécie da Combustão (IA) .....	128
A.2.3 Cálculo Estequiométrico .....	130
A.2.4 Equação da Decomposição .....	130
A.2.5 Temperatura de Combustão .....	131
A.2.6 Consumo Específico .....	138
A.2.7 Determinação da Velocidade de Ejeção .....	139
A.2.8 Alcance Vertical .....	140
A.2.9 Determinação da Força Resultante Inicial .....	140
A.2.10 Determinação da Aceleração Inicial .....	141
A.2.11 Determinação da Força Resultante Final .....	141
A.2.12 Determinação da Aceleração Final .....	141
A.2.13 Aceleração Média .....	141
A.2.14 Determinação da Velocidade Final .....	142
A.2.15 Determinação do Alcance do Vôo Ativo .....	142
A.2.16 Determinação da Velocidade Final pela 2ª Lei de Foguetes .....	142
A.2.17 Alcance do Vôo Ativo .....	143
A.2.18 Teorema da Energia Cinética .....	143
A.2.19 Altura Total do Vôo Ativo mais Planado .....	143
A.2.20 Determinação da Área da Tubeira Otimizada .....	144
A.2.21 Análise da Tubeira com Área Atual .....	145
A.3 Testes Práticos .....	146
A.3.1 Medidor de Empuxo .....	146
A.3.1.1 Descrição do Experimento .....	146
A.3.1.2 Análise dos Resultados .....	149

A.3.2 Teste Hidrostático .....	149
A.3.2.1 Introdução .....	149
A.3.2.2 Câmara de Combustão .....	150
A.3.2.3 Coeficiente de Segurança .....	152
A.3.2.4 Descrição do Método .....	154
A.3.2.5 Experimento .....	155
A.3.2.6 Resultados Experimentais .....	157
A.3.2.7 Memorial de Cálculos .....	158
A.3.2.8 Análise dos Resultados .....	160
A.3.8 Conclusão .....	160
Anexo B – Foguetes para Aerofotogrametria .....	161
B.1 Utilização de Pequenos Foguetes em Aerofotogrametria .....	161
B.1.1 Descrição do Equipamento de Aerofotogrametria .....	162
B.2 Determinação da Escala da Seqüência .....	166
B.3 Velocidade de Queda .....	167
B.4 Resultados .....	168
B.4.1 Análise dos Resultados .....	168
B.4.2 Conclusão .....	169
B.5 Utilização do Basic Stamp .....	170
B.6 Aplicações de Foto Aérea com Foguete .....	171
B.6.1 Introdução .....	171
B.6.2 Ecologia da Paisagem .....	172
B.6.3 Fotografias Aéreas em Múltiplas Escalas .....	176
B.7 Considerações Finais .....	178
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	180
APÊNDICE I – Softwares Utilizados Neste Trabalho	

## LISTA DE FIGURAS

FIGURA 01 - Foguete em vôo com ângulo de ataque nulo .....	01
FIGURA 02 - Foguete voando em pequenos ângulos de ataque .....	02
FIGURA 03 – Equipamento de Oscilação .....	03
FIGURA 04 – Foto Aérea com Foguetes .....	04
FIGURA 05 – Foguete primitivo .....	05
FIGURA 06 – Flechas de chamas voadoras .....	06
FIGURA 07 – Tentativas de Estabilização por aletas .....	08
FIGURA 08 – Foguete construído por Robert Goddard .....	09
FIGURA 09 – Foguete Félix, construído pelo Cel. Lage .....	09
FIGURA 10 – Método utilizado por SIMMONS and BATEMAN .....	10
FIGURA 11 – Sólidos de revolução utilizados por ATLI .....	14
FIGURA 12 – Oscilação Amortecida .....	16
FIGURA 13 – Decaimento Logarítmico .....	17
FIGURA 14 – A Transformada de Hilbert .....	18
FIGURA 15 – Equipamento de Oscilação .....	22
FIGURA 16 – Alojamento dos Rolamentos.....	23
FIGURA 17 – Montagem do Alojamento com a Haste .....	23
FIGURA 18 – Detalhe do Conjunto de Molas de Oscilação .....	24
FIGURA 19 - Equipamento de Oscilação .....	24
FIGURA 20 – Exemplo de Oscilação Wind-off .....	25
FIGURA 21 – Esquema Eletrônico do Controlador PIC .....	25
FIGURA 22 – Circuito Eletrônico .....	26
FIGURA 23 – Pêndulo, Montagem para calibração .....	27
FIGURA 24 – Pêndulo Simples .....	28
FIGURA 25 – Ciclo Completo .....	31

FIGURA 26 – Período Completo .....	31
FIGURA 27 – Ciclo Parcial .....	31
FIGURA 28 – Período Completo .....	32
FIGURA 29 – Ciclo Parcial .....	32
FIGURA 30 – Gráfico de Deformação Elástica da Mola .....	34
FIGURA 31 – Detalhe da montagem das Molas .....	34
FIGURA 32 – Gráfico de Deformação da Mola 1 .....	36
FIGURA 33 – Gráfico de Deformação da Mola 2 .....	37
FIGURA 34 – Exemplo de Foguete balístico .....	44
FIGURA 35 – Aleta .....	50
FIGURA 36 – Modelos Experimentais .....	55
FIGURA 37 – Modelos de Foguetes Ensaiaados .....	56
FIGURA 38 – Gabarito para Alinhar as Aletas dos Modelos .....	57
FIGURA 39 – Ajuste das Aletas a $90^\circ$ .....	57
FIGURA 40 – Ajuste das Aletas em X .....	57
FIGURA 41 – Túnel LAE1 .....	58
FIGURA 42 – Oscilação Foguete 1 wind-off .....	61
FIGURA 43 – Oscilação Foguete 1 wind-on ( $90^\circ$ ) .....	62
FIGURA 44 – Oscilação Foguete 1 wind-on (X) .....	62
FIGURA 45 – Foguete Número 1 .....	68
FIGURA 46 – Gráfico Foguete 1 ln x n .....	68
FIGURA 47 – Foguete Número 2 .....	71
FIGURA 48 – Gráfico Foguete 2 ln x n .....	71
FIGURA 49 – Foguete Número 3 .....	73
FIGURA 50 – Gráfico Foguete 3 ln x n .....	73
FIGURA 51 – Foguete Número 4 .....	75
FIGURA 52 – Gráfico Foguete 4 ln x n .....	75
FIGURA 53 – Foguete Número 5 .....	77
FIGURA 54 – Gráfico Foguete 5 ln x n .....	77
FIGURA 55 – Foguete Número 6 .....	79

FIGURA 56 – Gráfico Foguete 6 ln x n .....	79
FIGURA 57 – Foguete Número 7 .....	81
FIGURA 58 – Gráfico Foguete 7 ln x n .....	81
FIGURA 59 – Foguete Número 8 .....	83
FIGURA 60 – Gráfico Foguete 8 ln x n .....	83
FIGURA 61 – Foguete Número 9 .....	85
FIGURA 62 – Gráfico Foguete 9 ln x n .....	85
FIGURA 63 – Foguete Número 10 .....	87
FIGURA 64 – Gráfico Foguete 10 ln x n .....	87
FIGURA 65 – Foguete Número 11 .....	89
FIGURA 66 – Gráfico Foguete 11 ln x n .....	89
FIGURA 67 – Foguete Número 12 .....	91
FIGURA 68 – Gráfico Foguete 12 ln x n .....	91
FIGURA 69 – Modelos de Foguetes Ensaçados .....	93
FIGURA 70 – Gráfico Razão de Decaimento .....	93
FIGURA 71 – Gráfico Nr .....	95
FIGURA 72 – Gráfico nr .....	96
FIGURA 73 – Gráfico Nv .....	98
FIGURA 74 – Gráfico nv .....	99
FIGURA 75 – Balança Aerodinâmica .....	101
FIGURA 76 – Manômetro Betz .....	102
FIGURA 77 – Calibração da Balança .....	103
FIGURA 78 – Gráfico de Arrasto da Haste .....	104
FIGURA 79 – Gráfico $CD \times m^2$ .....	105
FIGURA 80 – CD dos Modelos com Aleta Delta .....	106
FIGURA 81 – CD dos Modelos com Aleta Trapézio .....	107
FIGURA 82 – CD dos Modelos com Aleta Trapézio Curto .....	107
FIGURA 83 – CD dos Modelos com Aleta Triangular .....	107
FIGURA 84 – Modelos com Ogiva Capacete .....	108

FIGURA 85 – Modelos com Ogiva Cônica .....	108
FIGURA 86 – Modelos com Ogiva Parabólica .....	109
FIGURA 87 – Modelo Ensaiado com Dióxido de Titânio .....	110
FIGURA 88 – Visualização da Ogiva Parabólica .....	110
FIGURA 89 – Visualização da Ogiva Capacete .....	111
FIGURA 90 – Visualização da Ogiva Cônica .....	111
FIGURA 91 – Visualização da Aleta Delta a 90° .....	112
FIGURA 92 – Visualização da Aleta Delta em X .....	112
FIGURA 93 – Visualização da Aleta Trapézio Curto a 90° .....	112
FIGURA 94 – Visualização da Aleta Trapézio curto em X .....	113
FIGURA 95 – Visualização da Aleta Trapézio a 90° .....	113
FIGURA 96 – Visualização da Aleta Trapézio em X .....	113
FIGURA 97 – Visualização da Aleta Triangular a 90° .....	113
FIGURA 98 – Visualização da Aleta Triangular em X .....	114
FIGURA 99 – Foguete 12 Modelo de Melhor Desempenho .....	114
FIGURA 100 – Fog. 5 Modelo de Melhor Desempenho para a Micro-Câmara ...	115
FIGURA 101 – Queima Dentro da Câmara de Combustão .....	123
FIGURA 102 – Ação e Reação Através da Queima do Combustível .....	124
FIGURA 103 – Desenho Esquemático da Tubeira Otimizada e da Tubeira Real ..	145
FIGURA 104 – Medidor de Empuxo .....	146
FIGURA 105 – Gráfico de Empuxo .....	148
FIGURA 106 – Medidor de Empuxo .....	148
FIGURA 107 – Teste Hidrostático .....	150
FIGURA 108 – Pressão de Combustão .....	151
FIGURA 109 – Tensão Tangencial .....	152
FIGURA 110 – Desenho Esquemático do teste Hidrostático .....	155
FIGURA 111 – Tubo de Fenolite .....	156
FIGURA 112 – Gráfico do Limite de Pressão Experimental e Teórico .....	157



FIGURA 113 – Detalhe do Foguete usado para Fotos Aérea .....	161
FIGURA 114 – Lançamento do Foguete com Câmara Fotográfica .....	162
FIGURA 115 – Câmara Fotográfica .....	163
FIGURA 116 – Conjunto Foguete e Câmara .....	164
FIGURA 117 – Ensaio de Separação da Câmara .....	165
FIGURA 118 – Gráfico de Empuxo do Foguete .....	166
FIGURA 119 – Tempo de cada Foto pela Distância Percorrida pela Câmara .....	167
FIGURA 120 – Foto Aérea do Parque Estadual da Serra do Mar .....	169
FIGURA 121 – Foto Aérea da Pista de Aerodelismo da UFSCar .....	169
FIGURA 122 – Esquema Eletrônico do Basic Stamp e do Sensor Motorola .....	171
FIGURA 123 – Vila de Camburí, região de Mata Atlântica .....	176
FIGURA 124 – Lançamento do Foguete Número 5 .....	177
FIGURA 125 – Conjunto Câmara/Pára-quadras .....	178
FIGURA 126 – Fazenda de Pesquisa da EMBRAPA em São Carlos .....	179

## LISTA DE TABELAS

TABELA 01 – Mola 1 .....	35
TABELA 02 – Desvio Padrão (Mola 1) .....	35
TABELA 03 – Mola 2 .....	36
TABELA 04 – Desvio Padrão (Mola 2) .....	36
TABELA 05 – Desvio Padrão das duas Molas .....	37
TABELA 06 – Exemplo de Dados .....	41
TABELA 07 – Ogivas (massas) .....	51
TABELA 08 – Aletas (massas) .....	52
TABELA 09 – Corpo do Foguete (massas) .....	52
TABELA 10 – Centro de Gravidade .....	53
TABELA 11 – Foguete Tipo I (Ogiva Parabólica) .....	54
TABELA 12 – Foguete Tipo II (Ogiva Capacete) .....	54
TABELA 13 – Foguete Tipo III (Ogiva Cônica) .....	54
TABELA 14 – Foguete 1 – Wind-on (90°) .....	63
TABELA 15 – Foguete 1 – Wind-on (X) .....	64
TABELA 16 – Foguete 1 – Wind-off .....	64
TABELA 17 – Resultados do foguete 1 .....	68
TABELA 18 – Resultados do foguete 2 .....	71
TABELA 19 – Resultados do foguete 3 .....	73
TABELA 20 – Resultados do foguete 4 .....	75
TABELA 21 – Resultados do foguete 5 .....	77
TABELA 22 – Resultados do foguete 6 .....	79
TABELA 23 – Resultados do foguete 7 .....	81
TABELA 24 – Resultados do foguete 8 .....	83
TABELA 25 – Resultados do foguete 9 .....	85
TABELA 26 – Resultados do foguete 10 .....	87
TABELA 27 – Resultados do foguete 11 .....	89

TABELA 28 – Resultados do foguete 12 .....	91
TABELA 29 – Razão de Decaimento dos Modelos .....	92
TABELA 30 – Valores de $N_r$ .....	95
TABELA 31 – Valores de $n_r$ .....	96
TABELA 32 – Valores de $N_v$ .....	98
TABELA 33 – Valores de $n_v$ .....	99
TABELA 34 – Calibração por Peso .....	103
TABELA 35 – Arrasto da Haste .....	104
TABELA 36 – Leitura de Arrasto do Foguete 1 .....	104
TABELA 37 – CD dos Modelos .....	105
TABELA 38 – Propriedade dos Produtos da Combustão .....	130
TABELA 39 – Massa Total do Foguete .....	140
TABELA 40 – Resultados do Medidor de Empuxo .....	147
TABELA 41 – Pressão Limite no Tubo-motor .....	157
TABELA 42 – Ensaio de Tração do Tubo-motor .....	157

## LISTA DE SÍMBOLOS

- $\rho$  - densidade do ar;
- $\phi$  - ângulo entre o eixo do foguete e o eixo de referência direcional (fluxo livre);
- $\Omega$  - frequência;
- $\mu$  - "decay ratio" (razão de amortecimento);
- $\varnothing$  - diâmetro do arame de aço (mm)
- $\sigma_{adm}$  - tensão admissível;
- $\sigma_e$  - Tensão de escoamento;
- $\Delta k$  - variação entre  $k$  e  $k_m$  em módulo
- $\Delta s$  - Espaço percorrido;
- $\sigma_t$  - Tensão tangencial;
- $\Delta X$  - variação de  $X = (m)$
- $a_1$  - comprimento horizontal da aleta;
- $a$  - Aceleração;
- $A_2$  - Área de saída da tubeira;
- $A_c$  - Área da tubeira;
- $a_m$  - Aceleração média;
- $A_s$  - Área de saída;
- $b$  - Corda da ponta da aleta;
- $c$  - momento de inércia (do aro e do modelo);
- CA - Centro Aerodinâmico;
- CB - Base Cônica (Conical Boattail);
- CG - Centro de Gravidade;
- $c_p$  - Calor específico a pressão constante - cal/kg °K
- CS - Suporte Cônico (Conical Shoulder);
- $c_v$  - calor específico a volume constante - cal/kg °K

$c_x$  = coeficiente aerodinâmico;  
 $d$  - diâmetro interno do tubo;  
 $d_1$  - Diâmetro maior;  
 $d_2$  - Diâmetro menor;  
 $e$  - escala da foto;  
 $e_p$  - espessura do tubo;  
 $f$  - momento de fricção mecânica;  
 $F$  - força = (N)  
 $F$  - Aletas (Fins);  
 $F_e$  – Força de empuxo;  
 $f_o$  =distância focal.  
 $F_r$  – Força resultante;  
 $F_s$  – Força resistiva;  
 $g$  - aceleração da gravidade ( $9,81 \text{ m/s}^2$ )  
 $h$  - alcance do foguete;  
 $h_{\text{máx}}$  – Teto (alcance máximo);  
 $K$  - Coeficiente de segurança;  
 $k_i$  - Fator de correção;  
 $k$  – Relação de calores específicos;  
 $k_0$  - constante elástica da mola = (N/m)  
 $k_m$  = média dos valores de  $k$   
 $l$  - comprimento do tubo;  
 $l$  - comprimento transversal da aleta;  
 $l_f$  - Distância das aletas à ogiva;  
 $l_s$  - Distância do suporte cônico à ogiva;  
 $m$  – massa;  
 $M_0$  – Massa inicial;  
 $ma$  - altura na aleta.  
 $ME$  - Margem Estática;

Mf – Massa final;

N - Ogiva (Nose);

n – rendimento;

$N_r$  - derivada do momento de guinada em relação à velocidade angular de guinada;

$N_v$  - derivada do momento de guinada em relação à velocidade lateral;

P - peso da câmara;

P1 = Pressão interna – lb/in<sup>2</sup>

P2 – Pressão externa;

Pc - Pressão de Combustão;

Pe - Pressão;

Pi – pressão interna – atm;

r - raio do pára-quedas;

r - Raio onde as aletas estão fixadas;

R – Constante dos gases –

S - área de referência da aleta;

s - Envergadura da aleta;

S1 - área do pára-quedas;

T - período;

T(B) - Aleta-Corpo(tail-Body);

Tf – Temperatura

Tq – Tempo de queima;

Ts – Temperatura de saída.

U - velocidade de fluxo livre;

v - velocidade lateral;

V = Volume;

V0 – Velocidade inicial;

V2 – Volume específico;

Vf – Velocidade final;

vq - velocidade de queda da câmara;

W – Consumo ideal;

w – Relação de Expansão;

w<sub>l</sub> - Fator de precaução;

wFr – Trabalho da força – J;

w<sub>p</sub> – Trabalho do peso;

x - Fator do tipo de material;

$X_f / X$  - comprimento da mola estendida = (m)

$X_i / X_0$  - comprimento inicial da mola = (m)

y - Fator do tipo de solicitação;

z - Fator do tipo de carga;

## RESUMO

Izola, D. T. (1997) – *Análise da Oscilação Lateral de Foguetes Balísticos através do Método de Oscilação Livre*. São Carlos, 1997. 185p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

Um foguete em vôo balístico, ou seja sem controle interno ou superfícies móveis que possam alterar a sua trajetória, quando sofre algum tipo de perturbação lateral, inclina-se em relação à sua trajetória inicial. Esta inclinação cria uma sustentação nas suas superfícies estabilizadoras (aletas), resultando em uma força contrária à sua inclinação. Com a ação desta força o foguete retorna e passa pelo eixo da trajetória, criando mais uma vez uma força de sustentação contrária à inclinação, este movimento oscilatório se repete até que aconteça o amortecimento destas oscilações e o foguete prossiga na sua trajetória inicial. O movimento oscilatório pode durar frações de segundos, porém consome energia do propulsor em detrimento ao alcance do foguete, além do que, com o foguete voando em ângulo, é modificada a força de arrasto. Para analisar a derivada do momento de guinada em relação à velocidade angular de guinada ( $N_r$ ) e a derivada do momento de guinada em relação à velocidade lateral ( $N_v$ ), utilizou-se doze modelos de foguetes em escala 1 : 1, combinando-se aletas trapézio, trapézio curto, triangular e delta com ogivas cônica, parabólica e capacete, no túnel de vento LAE1. A montagem do ensaio usou um modelo em túnel de vento montado horizontalmente sobre um eixo vertical, adaptado do experimento realizado por SIMMONS(1920). O modelo é livre para girar preso ao CG - Centro de Gravidade, mas restringido por molas. O modelo sendo defletido da sua posição de equilíbrio executa uma oscilação amortecida. A amplitude e a frequência dependerá de  $N_v$  e  $N_r$ , e das características resistiva da mola e do atrito da montagem mecânica. A análise desta oscilação revela valores para os cálculos das derivadas de momento de guinada. Este procedimento é conhecido como Método de Oscilação Livre. O equipamento de oscilação foi incrementado com um sistema de aquisição de dados através de um controlador PIC. Os resultados interpolados com experimento de visualização e medidas de CD, demonstraram a eficiência das aletas tipo delta no foguete equipado com ogiva cônica. Todos os modelos apresentaram cone de estabilidade convergente.

Palavras chave: Foguete; Estabilização lateral; Método de Oscilação Livre.



## ABSTRACT

Izola, D. T. (1997) – *Oscillation analysis of ballistics rockets by using free oscillation method*. São Carlos, 1997. 185p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

A rocket in ballistic flight, that is to say without internal control or mobile surfaces that can alter its trajectory, when it suffers some type of lateral disturbance, inclines in relation to its initial trajectory. This inclination creates lift on its stabiliser surfaces (fins), resulting in a force contrary to its inclination. With the action of this force the rocket comes returns to the axis of the trajectory, creating a lifting force once again contrary to the inclination. This oscillatory movement repeats it self until the oscillations dissipate and the rocket continues in its initial trajectory. The oscillatory movement can last fractions of seconds; even so it consumes energy of the propellant in detriment of the rocket range. In addition, the rocket flying at an angle, has an increase in drag. To analyse the derivative of the moment of yaw with respect to the angular speed of yawing ( $N_r$ ) and its derivative of moment of yaw with respect to lateral speed ( $N_v$ ), twelve models of rockets in scale 1:1 where used, combining trapezoidal, short, triangular trapezoidal and delta fins with conical, parabolic and helmet noses, in the LAE1 wind tunnel. The assembly of the test apparatus used a model in the wind tunnel mounted horizontally on a vertical axle, adapted from the experiment performed by SIMMONS(1920). The model is free to rotate about its CG - center of gravity, but restricted by springs. The model being deflected from its balance position executes a damped oscillation. The amplitude and the frequency will depend on  $N_v$  and  $N_r$ , and on the characteristic resistance of the spring and of the friction of the mechanical assembly. The analysis for this oscillation reveals values of the calculation of the moment of yaw derivative. This procedure is known as The Method of Free Oscillation. The oscillation measuring equipment was improved with a data acquisition system through a controller PIC. The results, interpolated with visualisation experiment and measurement of  $C_D$ , demonstrated the efficiency of the delta type fins in the rocket equipped with a conical nose. All the models presented cones of convergent stability.

Keywords: Rockets; Lateral stability; Free Oscillation Method.

## CAPÍTULO 1

### INTRODUÇÃO

Desde os primeiros foguetes balísticos os projetistas enfrentam problemas com a estabilidade em vôo. A principal característica de um foguete balísticos é que não há partes móveis em sua estrutura capazes de estabilizá-lo em vôo, ou seja, caso o foguete sofra alguma perturbação durante o vôo, deverá retornar à sua posição original apenas pela ação das suas aletas estabilizadoras. Quanto mais rápido o foguete se estabilizar maior será o seu alcance.

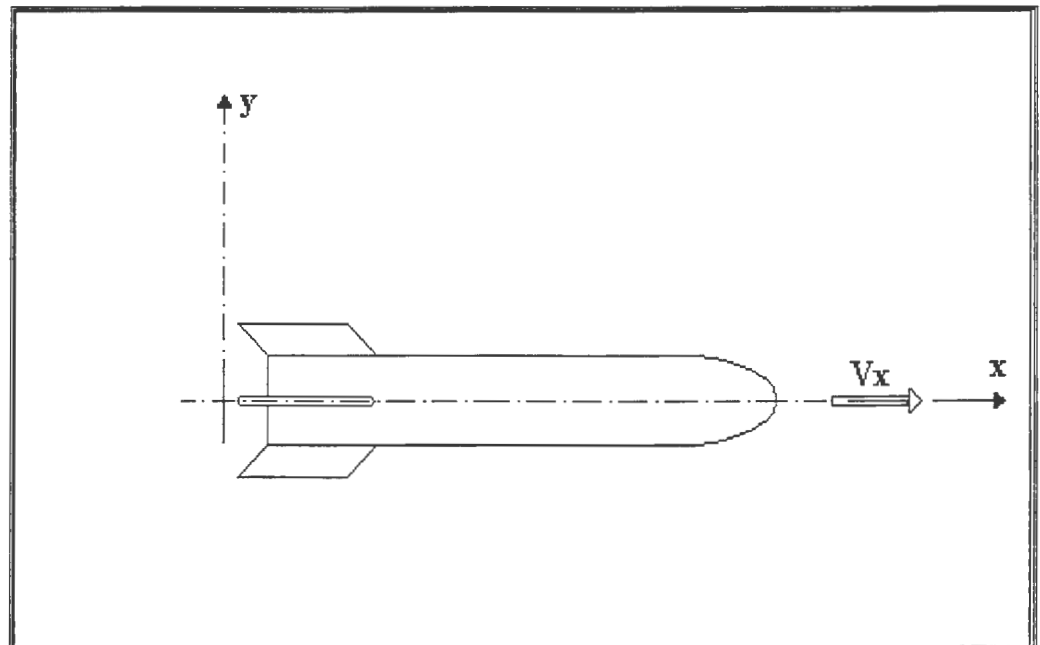


FIGURA 01 - Foguete em vôo com ângulo de ataque nulo.

Quando um foguete balístico sai da sua trajetória original, pela ação do vento por exemplo, em vôo, o seu ângulo de ataque é modificado, neste exato momento

as aletas produzem sustentação devido ao ângulo de ataque. Esta força faz com que o foguete tenda a retornar à sua posição original de vôo. Em conjunto com a sustentação há uma força de arrasto devido à sustentação, chamada de arrasto induzido.

Quanto mais rápido o foguete se estabilizar menos energia ele gastará, porém para ele se estabilizar rapidamente as aletas devem ter um tamanho relativamente grande em relação ao calibre do foguete. Quanto maior as aletas maior a força de arrasto que tende a "segurar" o foguete. Assim o modelo otimizado de um conjunto de aletas obedecem ao equilíbrio estático do modelo e ao ponto de equilíbrio para fazer com que o foguete retorne à sua trajetória inicial com a menor força de arrasto possível.

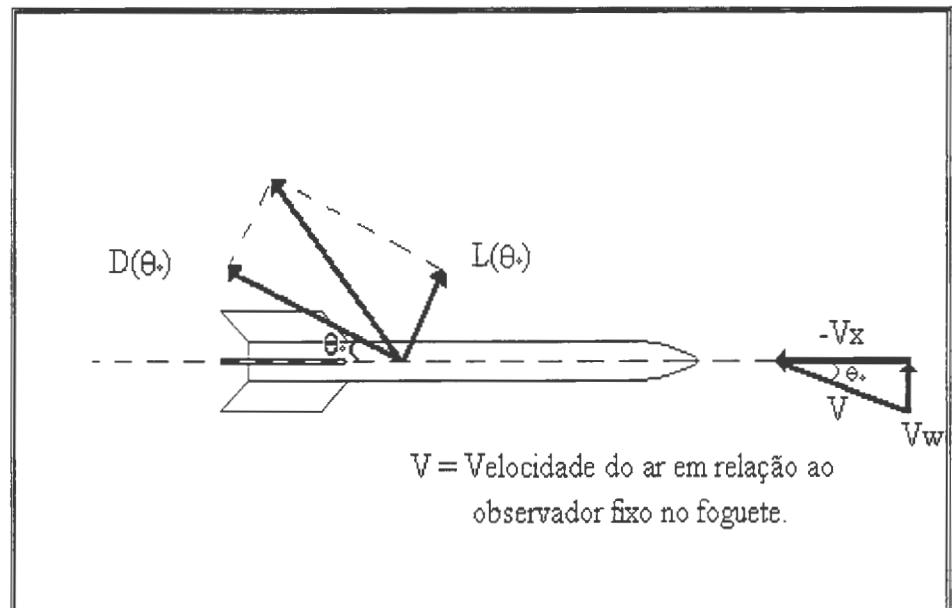


FIGURA 02 - Foguete voando em pequenos ângulos de ataque.

O foguete voando em ângulo de ataque, através da ação do seu conjunto de aletas, descreve movimentos oscilatórios tendo como eixo a sua trajetória inicial. Para estudar estas oscilações, tendo como objetivo a minimização destes movimentos, utilizou-se o método descrito por SIMMONS (1920), e chamado de Método de

Oscilação Livre. Neste método o efeito “mola”, proporcionado principalmente pela ação da força de sustentação é incrementado por duas molas helicoidais no equipamento de oscilação. Com este procedimento pode-se determinar o conjunto de aletas capaz de fazer com que o foguete descreva o menor número de oscilações.

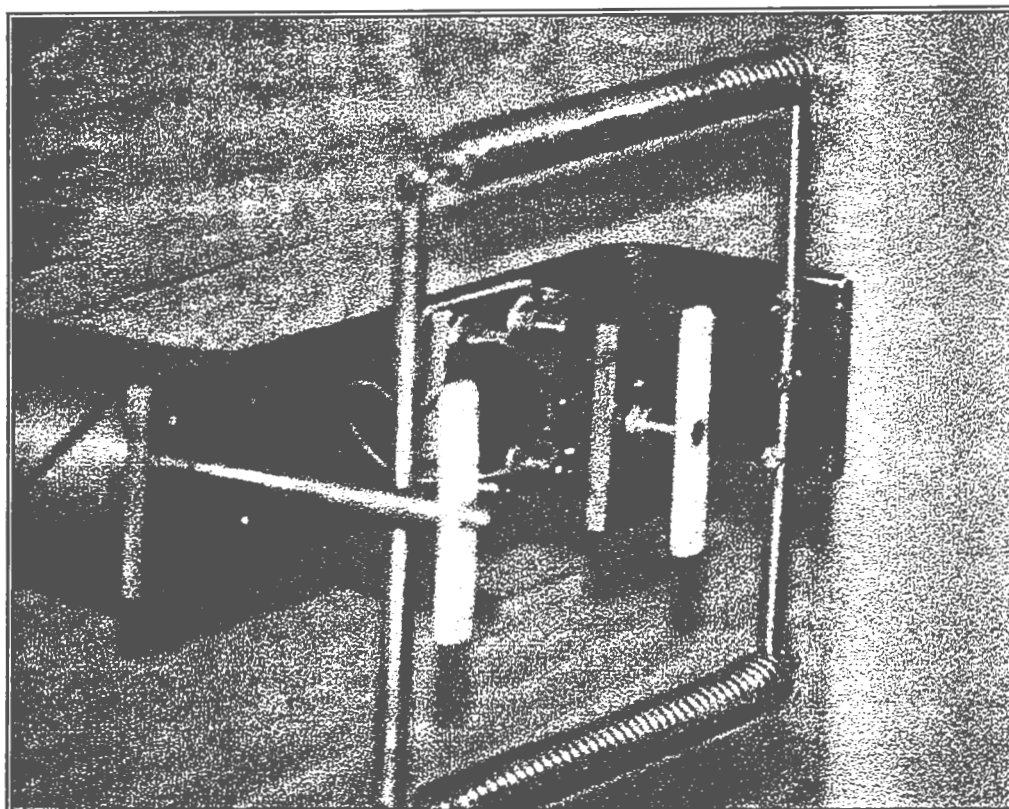


FIGURA 03 – Equipamento de Oscilação.

Pequenos foguetes balísticos, como é o caso deste trabalho, tem diversas aplicações, como por exemplo: bombardeamento de nuvens de granizo com Iodeto de Prata; sondagem de dados meteorológicos da baixa atmosfera e a utilização de câmaras fotográficas para obtenção de fotos aéreas. Dos foguetes estudados neste trabalho uma série deles leva como carga útil uma câmara fotográfica com o objetivo de se fazer fotos aéreas. A câmara fotográfica é alojada na ogiva do foguete, e, no ponto mais alto da trajetória, a ogiva é ejetada. Neste momento abre-se o pára-quedas da câmara e é acionado o computador de bordo, responsável pelo funcionamento da câmara e memória para gravar a altitude de cada foto para assim se estabelecer a

escala da seqüência. A altitude é medida através de um sensor, que corrige a leitura com a temperatura.

Este tipo de foto vem sendo utilizado por pesquisadores que utilizam fotos aérea de baixa escala, para estudos de Ecologia da Paisagem, identificação de espécies vegetais e demarcação de terras.

As fotos tem a principal característica de apresentarem múltiplas escalas em um mesmo eixo, diferente portanto de outros procedimentos, como fotos aérea com aviões. Neste caso, pode-se inclusive observar maiores detalhes de medidas devido aos vários parâmetros, pois em cada seqüência tem-se 40 fotos, todas em escala diferente uma das outras. (Ver Anexo B).

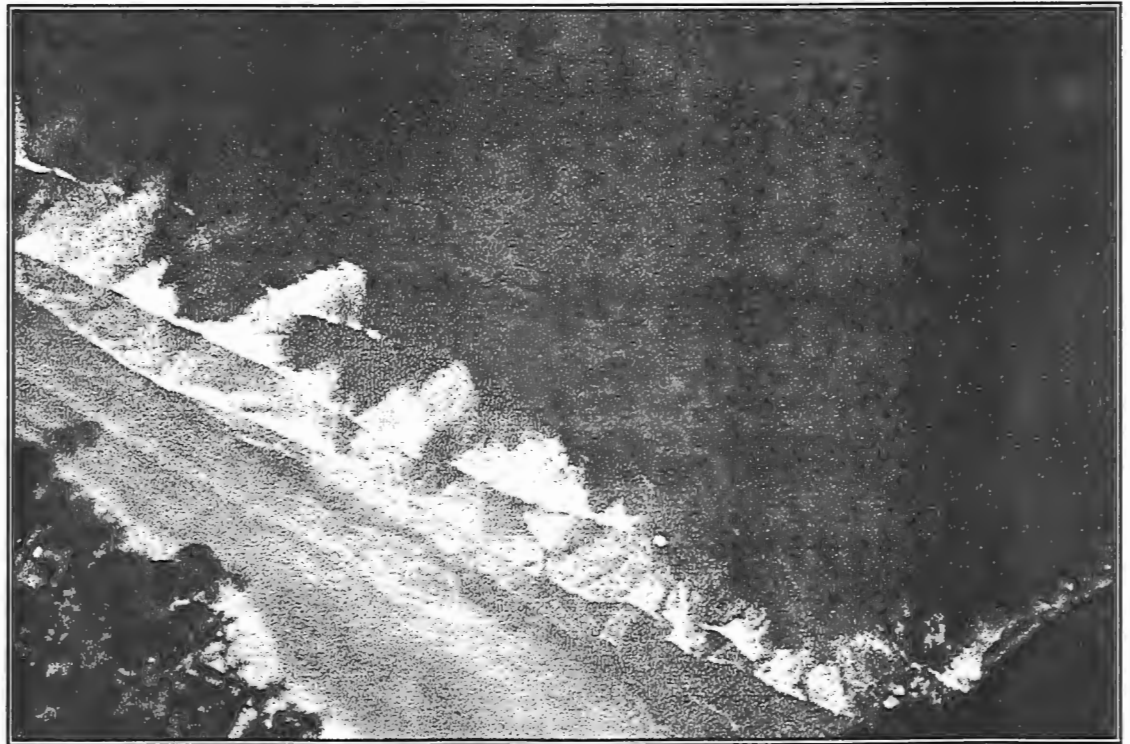


FIGURA 04 – Foto Aérea com Foguetes.

## CAPÍTULO 2

### REVISÃO DA LITERATURA

#### 2.1 - HISTÓRICO.

Os historiadores acreditam que foram os chineses que inventaram o foguete, falam até na utilização dos foguetes como divertimento durante os festejos populares há mais de 2000 anos.

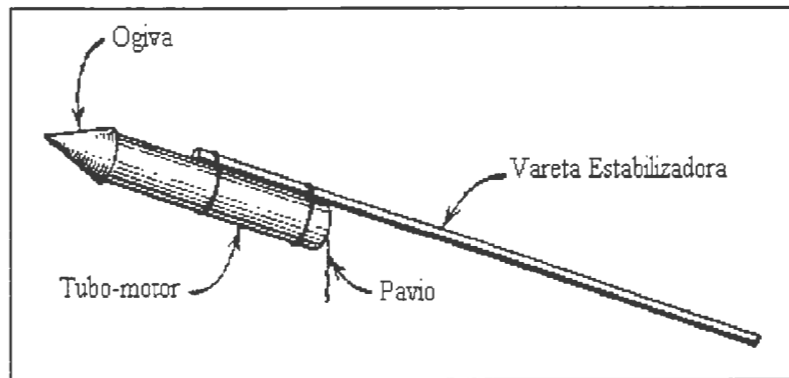


FIGURA 05 – Foguete primitivo.

Segundo alguns historiadores, a maior contribuição ao desenvolvimento dos foguetes aconteceu na China interior. Os Gregos adicionavam sal marinho às flechas incendiárias com o objetivo de provocar um efeito moral sobre o adversário, sendo que o sal marinho era responsável por uma chama mais viva. Entretanto na China interior o sal marinho era um produto raro, devido à falta de vias de comunicação com o litoral, Por esta razão os chineses trocaram o sal marinho pelo salitre, que

coincidentalmente funcionou como comburente, ou seja, fornecendo oxigênio à combustão.

O ano de 1232 é considerado como a data histórica da aparição dos foguetes, quando os chineses utilizaram a *flecha de chamas voadoras* para se defenderem dos mongóis.

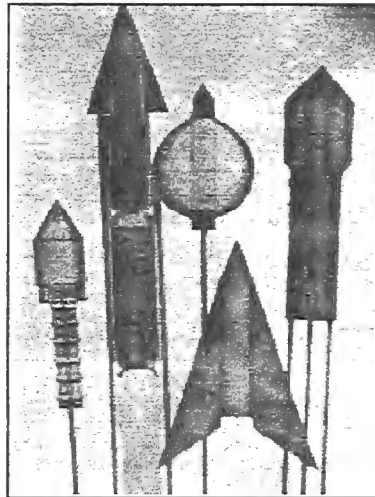


FIGURA 06 – Flechas de chamas voadoras.

Com a descoberta do foguete como arma de guerra, os exércitos derrotados por artilharia equipada com foguetes passavam também a adotar os foguetes como arma de guerra, e com isto, em menos de uma década o foguete se expandiu por todo o mundo.

Na Itália, foguetes incendiários, com ogiva carregada de óleo e sabonáceos, obtiveram alguma eficiência, devido aos hindus que foram os primeiros a adotarem uma longa vara presa ao corpo de foguetes, como estabilizador.

O inglês *William Concreve*, usando foguetes com um corpo de metal e varas estabilizadores medindo aproximadamente 8 vezes o tamanho do foguete, conseguiu um grande avanço com relação ao alcance, tais artefatos eram capazes de atingir de 3 a 5 quilômetros no seu apogeu.

Na guerra de 1812 os foguetes tipo *Concrete* foram usados contra os americanos em Baltimore. a expressão "rocket's red glare" (o clarão vermelho dos foguetões), figura no hino nacional norte americano, devido à Batalha em Baltimore.

Devido à facilidade de manuseio, as flechas equipadas com foguetes passaram a fazer parte do arsenal de guerra, porém a precisão destes artefatos não era constante, podendo um foguete até mesmo retornar ao seu ponto de partida.

A melhoria na direção dos foguetes, aconteceu muito tempo depois. No século XIV, quando o foguete se tornou um artefato comum nas frentes de batalha.

No início do século XVII, os foguetes incendiários retornaram à guerra, por obra dos piratas. Em 1707, *Frèzier*, procurou dotar os foguetões com aletas estabilizadores. Em 1749 um foguete de 81 cm lançado verticalmente, alcançou 800 metros de altitude.

Os trabalhos de dois engenheiros militares russos, *Alexandre Zasiadeo* e *Constantim Constantinov*, foram os mais significativos na evolução dos foguetes. Efetuados em Petesburgo a partir de 1817 estes estudos conseguiram melhorar a precisão no voo.

Em 1826, o inglês *Robert Bedford*, por conta do governo francês, introduziu a principal modificação nos foguetes, que consistia em uma vareta que era atarraxada na parte espessa, segundo o eixo do cartucho. Os militares, que observaram as experiências, fizeram as seguintes anotações: "a marcha dos foguetes é muito irregular em um vento moderado... para que um corpo exercido a este gênero de tiro possa servir para a guerra com uma justeza suficiente". Ainda assim os foguetes desenvolvidos por *Bedford* eram razoavelmente precisos voando em pequenos ângulos de ataque.



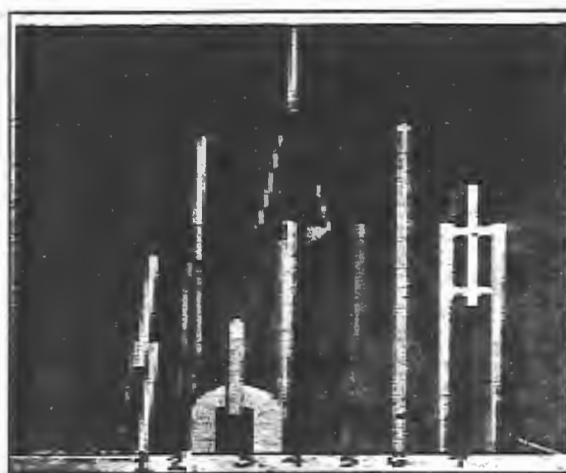


FIGURA 07 – Tentativas de estabilização por aletas.

Em 1834 o francês Tenente Coronel *Goupil* propôs substituir as varetas dos foguetes por três aletas de latão, fixadas na extremidade posterior do tubo-motor. Resultados relevantes foram conseguidos com esta experiência.

Em 1860 o americano *William Hale* dotou o foguete de ranhuras que durante o voo forçavam-no a girar ao redor do seu eixo. A velocidade de “spin” é o recurso utilizado nos projéteis de arma de fogo para se estabilizarem.

Entre 1897 e 1904 o russo *Ivan Meschersqui* publicou as equações do movimento dos corpos de massa variável.

Em 1931 a Sociedade Interplanetária Americana começou a encorajar as experiências com foguetes experimentais. Na Califórnia, tiveram início experiências, sob a direção do aerodinamicista alemão *Von Karman*, que emigrara para os Estados Unidos.

Nas décadas de trinta e quarenta o americano *Robert Goddard* e o alemão *Verner Von Braun*, desenvolveram vários estudos baseados em ensaios sobre a estabilização de foguetes balísticos. *Goddard* é considerado o pai da Basooka. Neste

artefato a estabilização se dá através de um conjunto de aletas que imprimiam uma velocidade circular ao foguete (spin). *Von Braun* dotou os foguetes tipo V-2 com giroscópio para estabilização na sua trajetória.

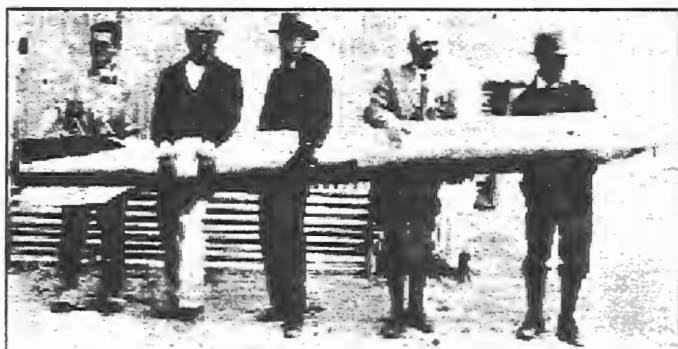


FIGURA 08 – Foguete construído por Robert Goddard.

No Brasil, na década de cinquenta, o francês *Edmund Brun* e o Cel. do exército brasileiro, *Manuel dos Santos Lage* publicaram vários estudos sobre balística externa, que ainda hoje fazem parte do currículo do curso Industrial de Armamento no IME - Instituto Militar de Engenharia na cidade do Rio de Janeiro.

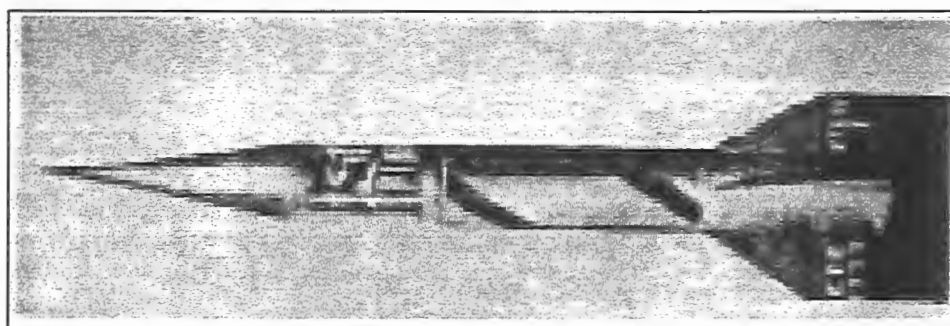


FIGURA 09 – Foguete Félix, construído pelo Cel. Lage.

## 2.2 - MÉTODO DE OSCILAÇÃO LIVRE.

SIMMONS and BATEMAN(1920), desenvolveram um método para análise de estabilidade direcional em dirigíveis. O processo consistia em suspender o modelo a ser estudado em um conjunto de fios dentro de um túnel de vento. Após uma

perturbação inicial o modelo oscila até que aconteça o amortecimento. Repetindo o experimento com fluxo e sem fluxo de ar, determinava-se as forças resistivas do equipamento restando assim a curva de decaimento das oscilações. Este Método foi chamado de Método de Oscilação Livre (Free Oscillation Method).

Na figura 3 tem-se a disposição do equipamento utilizado por SIMMONS and BATEMAN(1920), onde se observa o dirigível (1) preso ao Centro de gravidade (2) através das paredes do túnel (3 e 4). O dirigível oscila através da ação alternada das molas (5). O amortecimento era medido através de uma pena que traçava as oscilações em um papel em movimento.

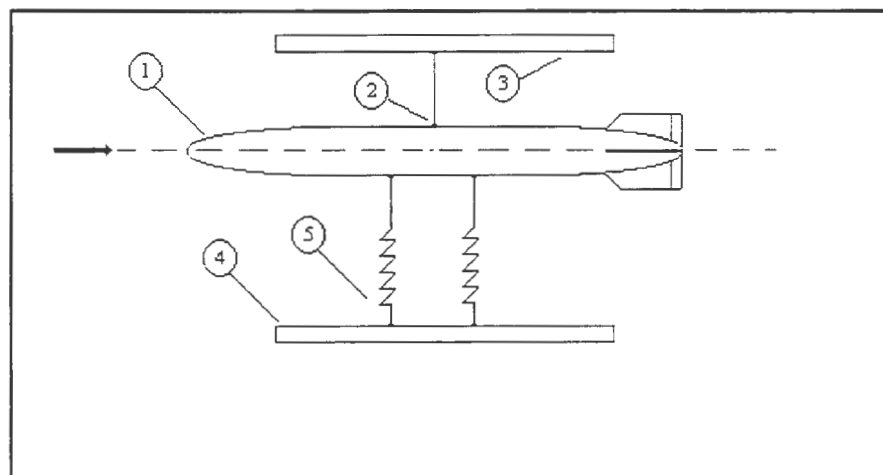


FIGURA 10 - Método utilizado por SIMMONS and BATEMAN.

SIMMONS(1921) comparou dois métodos de oscilação: O método de oscilação livre e oscilação forçada. Para imprimir a oscilação ao modelo foi utilizado um motor elétrico com eixo sem-fim e limite de curso.

Durante a oscilação, três termos podem contribuir para o momento de guinada:

- 1 - momento de inércia;
- 2 - somatória do amortecimento em guinada e fricção em teste rígido;
- 3 - somatória do momento aerodinâmico e da restrição da mola.

A equação do sistema massa-mola é dada por:

$$c \frac{d^2\phi}{dt^2} - (Nr - f) \frac{d\phi}{dt} + (U.Nv + k_0) \phi = 0 \quad (1)$$

A solução para esta equação é do tipo:

$$\phi = (A \cdot \cos \Omega t + B \cdot \sin \Omega t) \cdot e^{\mu t} \quad (2)$$

A equação 2 pode ser escrita assim:

$$\phi = \phi_0 \cdot e^{\mu t} \cdot \sin(\Omega t + \varepsilon) \quad (3)$$

Substituindo os termos especificamente para o problema de oscilação estudado, temos uma equação da qual tiramos os pontos de máximo deslocamento em cada ciclo.

Para o caso de não haver vento, simplificações podem ser feitas chegando-se às seguintes equações:

$$Nr = 2 \cdot c \cdot (\mu - \mu_1), \quad (4)$$

$$\text{onde } \mu = \ln |\phi_m / \phi_0| \quad (5)$$

$$Nv = c/U[4\pi^2 (1/T^2 - 1/T_1^2) + \mu^2 - \mu_1^2] \quad (6)$$

onde as frequências são expressas por meio de períodos:

$$T = 2\pi/\Omega \text{ e } T_1 = 2\pi/\Omega_1 \quad (7)$$

### 2.3 ESTABILIZAÇÃO LATERAL DE FOGUETES BALÍSTICOS EM PEQUENOS E MÉDIOS ÂNGULOS DE ATAQUE.

SIELAWA(1972), analisou o comportamento de um foguete balístico voando em pequenos ângulos de ataque. Convencionou-se chamar de pequenos ângulos de ataques, ângulos inferiores a 10°. O ângulo de ataque é medido entre a velocidade da corrente ar (em relação a um observador fixo no foguete) e a direção do eixo do

foguete. Observa-se que devido a simetria dos foguetes, com ângulo de ataque igual a zero, a sustentação é nula.

Devido ao aparecimento do ângulo de ataque, surge uma força de sustentação,  $L(\theta_0)$ , perpendicular à corrente do ar em relação a um observador fixo no foguete e é modificada a força de arrasto (paralela a mesma corrente):

$$D(0) \text{ a } D(\theta_0) \quad (8)$$

Decompondo-se a resultante das forças aerodinâmicas nas direções x e y, obtém-se:

$$\begin{cases} P_x = L(\theta_0) \text{sen } \theta_0 - D(\theta_0) \text{cos } \theta_0 \\ P_y = L(\theta_0) \text{cos } \theta_0 + D(\theta_0) \text{sen } \theta_0 \end{cases} \quad (9)$$

Ao mesmo tempo, surge um momento em torno do centro de massa.

$$M_o = eP_y = e(L \text{cos } \theta_0 + D \text{sen } \theta_0) \quad (10)$$

A variável “e” é a distância entre o CA e o CG ou centro de massa, esta variável é também conhecida como margem estática.

BROWSON(1981), analisou as condições de estabilidade estática, através da comparação entre a distância entre o CG e CA (margem estática), utilizando métodos de momento e analisando a força normal, que age no CA, estabeleceu que para que um foguete balístico esteja suficientemente estabilizado, a distância entre CG e CA, deve ser maior do que pelo menos dois diâmetros máximos do foguete:

$$e \geq 2d_{\text{máximo}} \quad (11)$$

COSTA(1978), desenvolveu estudo da trajetória e estabilidade dos projéteis usando as equações do movimento de massa, analisando as forças aerodinâmicas que agem durante o vôo, após a inclinação do projétil em relação a sua trajetória inicial.

LANDERO(1995), desenvolveu um procedimento para cálculo e análise de trajetórias de foguetes de curto alcance. Inicialmente é elaborado um modelo matemático descrito pelas equações diferenciais que governam o movimento no plano vertical de um foguete na vizinhança da terra, considerada plana, sem rotação, com a influência da atmosfera em repouso (ou seja com atmosfera padrão) e a presença do campo gravitacional.

Posteriormente o modelo é modificado para incluir a ação do vento transversal utilizando as equações diferenciais que determinam a trajetória do foguete no espaço tridimensional.

Em ambos os casos, a fase propulsada da trajetória é considerada levando-se em conta a diminuição da massa do foguete (passeio de CG), conforme o propulsor é queimado e expulso para produzir empuxo.

ATLI(1988), fez estudo de aerodinâmica de corpos de revolução complexos. A aerodinâmica de 5 corpos de revolução complexos fora investigados experimentalmente e teoricamente em um baixo número de Mach ( $M_\infty=0,1$ ) e sobre uma faixa de ângulo de ataque de  $0^\circ$  a  $35^\circ$ .

As formas geométricas dos corpos são geralmente complexas com a descontinuidade na inclinação da superfície do corpo. A visualização do fluxo de superfície é executada pelo uso do método de óleo. As medidas de equilíbrio foram feitas e os resultados comparados com a teoria potencial e o método baseado na analogia de fluxo cruzado.

Foi observado que descontinuidade na inclinação da superfície do corpo provocou a separação do fluxo e conseqüentemente campo de fluxo muito complicado. Foi também encontrado que o método de analogia de fluxo não é somente aplicado a corpos de revolução simples, mas também aos complexos, como os modelos da figura 11.

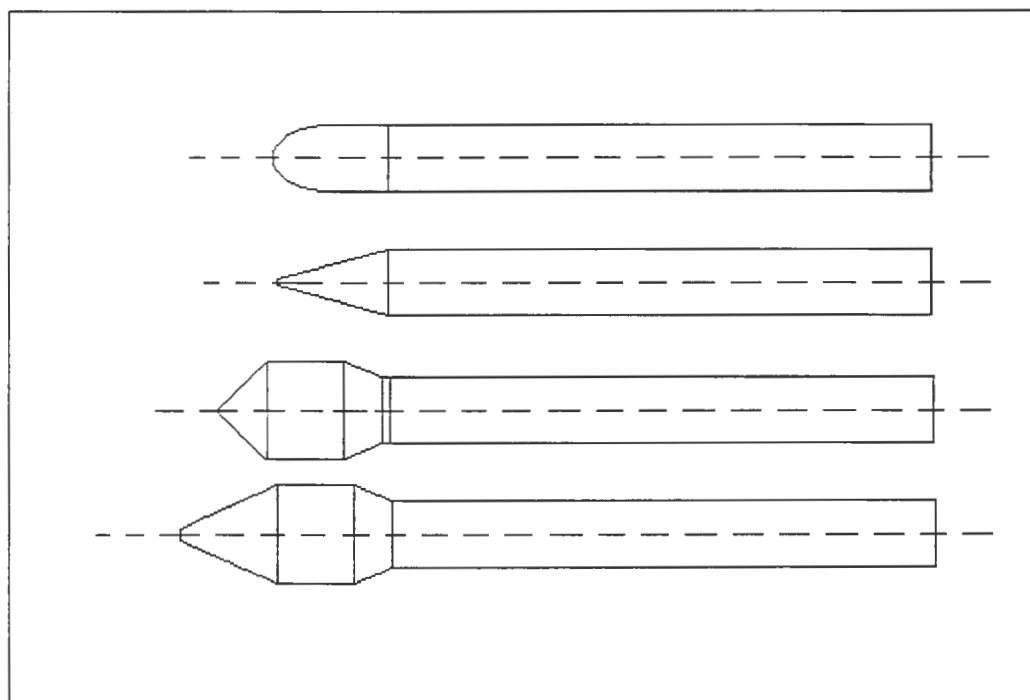


FIGURA 11 – Sólidos de revolução utilizados por ATLI(1988).

#### 2.4 – OSCILAÇÕES PRÓPRIAS AMORTECIDAS.

Nos experimentos mais sensíveis de oscilações harmônicas, como as oscilações de um pêndulo e as oscilações de um foguete após sofrer uma perturbação, observa-se que estas oscilações que surgem depois de um certo impulso, decaem gradualmente, ou se atenuam. No término do ciclo o corpo oscilante chega ao estado de repouso. Isto acontece sempre durante o movimento de todo corpo onde atuam

forças de deslizamento e a energia mecânica que se tenha comunicado inicialmente ao se excitar as oscilações, converte gradualmente na forma térmica.

As forças de deslizamento dependem de maneira bastante complexa da velocidade. Durante as oscilações quando o valor absoluto da velocidade é pequeno, pode-se considerar com suficiente exatidão que as forças de deslizamento são proporcionais a velocidade do movimento. Por isto, a equação do movimento para as oscilações de um peso suspenso tem a seguinte forma:

$$m\ddot{x} = -kx - h\dot{x} \quad (12)$$

Onde  $hx$  é a força de deslizamento e  $h$ , é o coeficiente da força de deslizamento, quantidade constante. A solução da equação acima pode ser escrita assim:

$$x = Ae^{-\delta t} \cos(\omega_1 t + \varphi) \quad (13)$$

Onde  $A$  e  $\varphi$  são magnitudes constantes que dependem das condições iniciais:

$$\delta = \frac{h}{2m} \quad (14)$$

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{k}{m} - \frac{h^2}{4m^2}} \quad (15)$$

O movimento representa o produto da função exponencial (de amortecimento)  $e^{-\delta t}$  pela função periódica  $\cos(\omega_1 t + \varphi)$ , cujo período é:

$$T_1 = \frac{2\pi}{\omega_1} \quad (16)$$



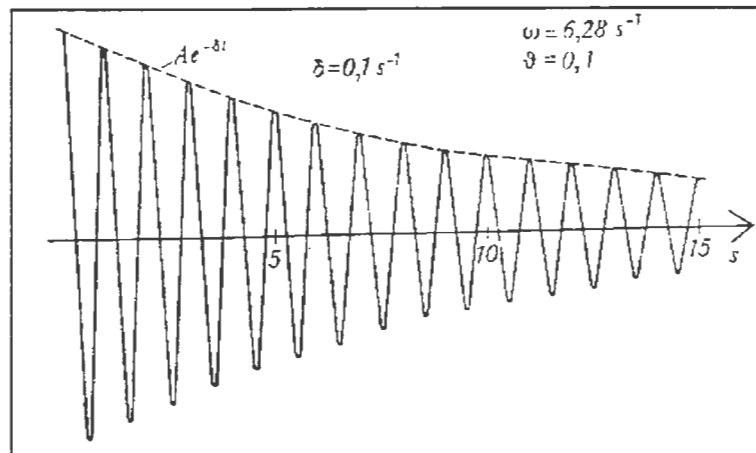


FIGURA 12 – Oscilação Amortecida.

As vezes esta magnitude se chama de período convencional da oscilação amortecida.

O movimento está constituído por oscilações senoidais amortecidas, como mostra a figura 5. No transcurso do tempo as oscilações atenuam gradualmente e a envolvente do gráfico das oscilações não são os limites das curvas  $\pm Ae^{-\delta t}$ .

O coeficiente  $\delta=(h/2m)$  que caracteriza a rapidez da amortização das oscilações no tempo denomina-se coeficiente de atenuação (fator de amortecimento). O mesmo está determinado pela relação entre o coeficiente da força de deslizamento e a magnitude da massa oscilante duplicada.

Todos os fenômenos do tipo  $x = Ae^{\delta t}\cos(\omega_1 t + \varphi)$ , começam em um instante determinado e podem ter teoricamente uma duração infinita. Assim, ao valor da duração destes fenômenos se introduzem convencionalmente a magnitude  $\tau=(1/\delta)$ , que tem a dimensão do tempo e se chama tempo de relaxação. Durante o tempo de relaxação  $\tau$  o desvio respectivo da posição de equilíbrio em um sistema diminui e  $\approx 2,73$  vezes. O tempo de relaxação se denomina convencionalmente “duração” do fenômeno.

Por si mesmo o coeficiente de atenuação  $\delta$  (igual ao tempo de relaxação) não caracteriza o sistema oscilatório. Na função do período durante um mesmo tempo  $\tau$  diferentes sistemas efetuam um número distinto de oscilações. Por isto, para avaliar o amortecimento do sistema na função do número de oscilações não se utiliza o coeficiente de atenuação e sim o decréscimo (decréscimo logarítmico), uma magnitude adimensional que tem valor:

$$\mathcal{G} = \frac{T}{\tau} = \delta T \quad (17)$$

Aqui  $T$  é o período convencional das oscilações amortecidas na magnitude inversa ao decréscimo.

$$\frac{1}{\mathcal{G}} = \frac{\tau}{T} = N \quad (18)$$

A equação 18 indica quantas oscilações o sistema efetua antes de que a amplitude das oscilações diminua  $\underline{e}$  vezes, ou como se costuma considerar convencionalmente, antes que o processo se atenue e o sistema chegue à posição de equilíbrio.

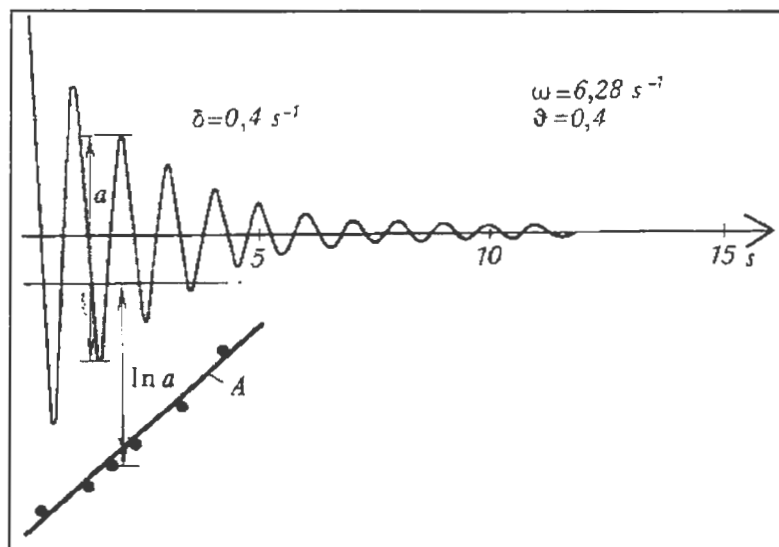


FIGURA 13 – Decaimento Logarítmico.

## 2.5 - TRANSFORMADA DE HILBERT NO DOMÍNIO DO TEMPO.

THRANE and et al(1996). Utilizou o analisador de sinal das famílias do tipo 3550 e 2150 da Briel & Kjar, para implementar a transformada de Hilbert com intuito de abrir novas possibilidades de análise no domínio do tempo. Se entende pela transformada de Hilbert, o envoltório de um sinal de tempo que pode ser calculado, e mostrando o uso de uma escala logarítmica facilitada de amplitude em um grande range de exposição.

Dois exemplos que utilizam a transformada de Hilbert são apresentados aqui:

- 1- A determinação de amortecimento ou taxa de declínio, da função resposta de impulso;
- 2- A estimativa do tempo de propagação da função de correlação cruzada.

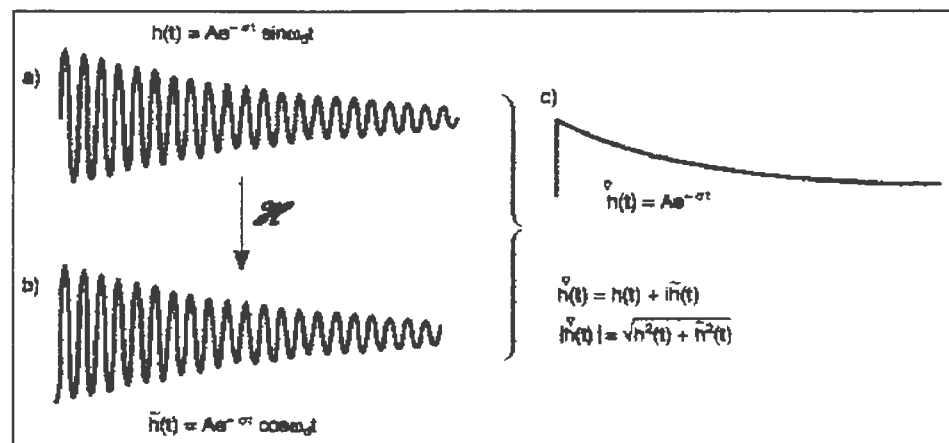


FIGURA 14 – A Transformada de Hilbert.

## 2.6 – COEFICIENTE DE ARRASTO.

O Coeficiente de arrasto de corpos de várias formas, a vários ângulos com o fluxo de ar e, valores médios para corpos giratórios, desenvolvido por COOK(1960), toma como parâmetro a maior seção do foguete e a sua velocidade.

Quando um corpo se move através de um fluido ele sofre uma força de resistência ao movimento esta força é chama de Força de Arrasto. O arrasto aparece devido à presença de forças normais e tangenciais à superfície do corpo. O arrasto devido às forças normais é chamado de arrasto de pressão e o que surge devido às forças tangenciais é chamado de arrasto de fricção.

As primeiras tentativas para cálculo da força de arrasto começaram com NEWTON(1643-1727) calculando a mudança na quantidade de movimento do fluido na superfície superior do corpo.

A partir de evidências experimentais verifica-se que o arrasto  $D$  é função da densidade  $\rho$  do fluido, da área da seção transversal  $S$ , da velocidade  $V$  do corpo em relação ao meio, da viscosidade  $\mu$ , da velocidade de propagação do som  $a$ . Tem-se:

$$D = f(\rho, S, V, \mu, a) \quad (19)$$

## 2.7 METODOLOGIA ADOTADA.

Utilizando o método proposto por SIMMONS(1920), construiu-se um equipamento de oscilação adaptado para a utilização de foguetes com sistema de aquisição de dados através de um controlador PIC. Além das oscilações com as aletas a  $90^\circ$ , realizados por SIMMONS(1920), realizou-se também o experimento com as aletas oscilando em  $X$ .

Os doze modelos de foguetes foram construídos por intermédio do método utilizado por BORROWMAN(1985), estabelecendo assim a condição mínima de estabilidade estática. As ogivas obedeceram às formas sugeridas por ATLI(1988), com exceção da ogiva tipo capacete que tem como objetivo simular a massa de uma micro-câmara fotográfica para foto aérea.

Ainda com os parâmetros estabelecidos por ATLI(1988), realizou-se um experimento de visualização com “oil flow” (mistura de óleo e Dióxido de Titânio), com objetivo de interpolar os resultados com o experimento de visualização e estabelecer o modelo de melhor desempenho.

Realizou-se um experimento para medida de CD, através de uma balança tipo “ferrão”, analisando os três experimentos: oscilação livre; visualização e medida de CD, determinou-se o modelo de melhor desempenho e o melhor modelo para levar uma micro-câmara como carga útil.

Para se determinar o alcance do foguete, bem como a sua velocidade e empuxo, realizou-se cálculo estequiométrico da combustão. O dimensionamento do motor-foguete foi estabelecido através de ensaios práticos utilizando equipamentos para medida da pressão limite de tubos e medidor de empuxo. (Ver Anexo A).

O sistema de foto aérea sugerido neste trabalho, teve intuito de servir de alternativa de baixo custo para pesquisadores que utilizam fotos aérea de baixa escala. (Ver Anexo B).

Algumas rotinas de cálculo como por exemplo: para cálculo da Margem Estática dos modelos e a razão de decaimento das oscilações, foram efetuadas por intermédio de softwares em linguagem Qbasic, que além de tornar o trabalho mais simples torna-o mais preciso, devido ao número de casas decimais adotados. (Ver Apêndice I).

## CAPÍTULO 3

### METODOLOGIA

#### 3.1 INTRODUÇÃO E OBJETIVO.

Utilizando o Método de Oscilação Livre descrito por SIMMONS(1920), foram construídos doze modelos de foguete. Cada modelo é analisado nas condições com vento e sem vento (*wind-on* e *wind-off*). As oscilações são simuladas em um equipamento que permite ao modelo oscilar preso ao CG.

Através da comparação dos resultados se estabelece as forças resistivas do equipamento e o decaimento das oscilações.

Os modelos obedeceram a condição de Estabilidade Estática, assim tem-se uma variação de aletas e ogivas, o que faz com que o Centro Aerodinâmico e o Centro de Gravidade, estejam em locais distintos em cada um dos modelos.

O objetivo do experimento é estabelecer o modelo que satisfaça as condições de estabilidade estática, estabilidade dinâmica e com menor arrasto devido a sustentação.

Com experimento de visualização determina-se as características do escoamento nos modelos, com ângulo de ataque de  $10^\circ$ .

### 3.2 CONSTRUÇÃO DO EQUIPAMENTO DE OSCILAÇÃO.

O equipamento utilizado consiste em um eixo montado em um conjunto de rolamentos conjugados axiais e radiais.

Na parte superior do eixo é fixado o foguete por intermédio de uma abraçadeira e na parte inferior um conjunto de polias responsáveis pelo movimento de um potenciômetro que registra as oscilações. No mesmo eixo, na parte inferior, é fixado uma haste onde estão um par de molas.

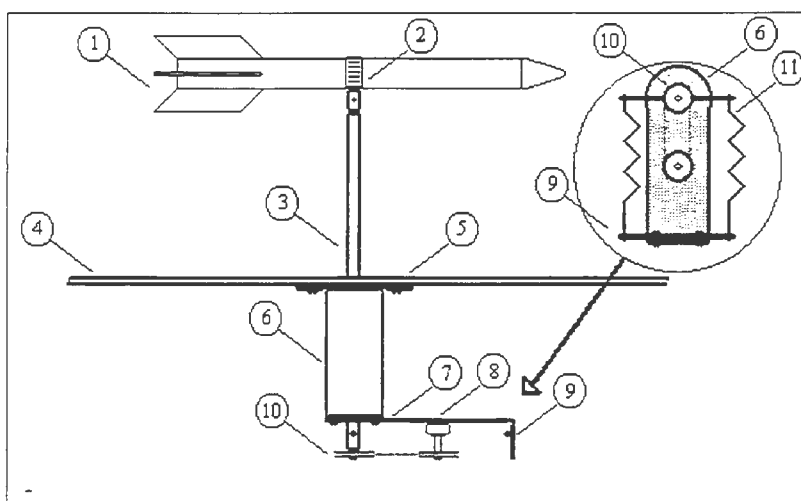


FIGURA 15 – Equipamento de Oscilação

Legenda:

- |                               |                               |
|-------------------------------|-------------------------------|
| 1 - Modelo a ser ensaiado;    | 2 - Abraçadeira;              |
| 3 - Eixo;                     | 4 - Parede do Túnel de Vento; |
| 5 - Fixação do conjunto;      | 6 - Montagem de rolamentos;   |
| 7 - Chapa de fixação;         | 8 - Potenciômetro;            |
| 9 - Haste de fixação da mola; | 10 - Polia;                   |
| 11 - Mola.                    |                               |

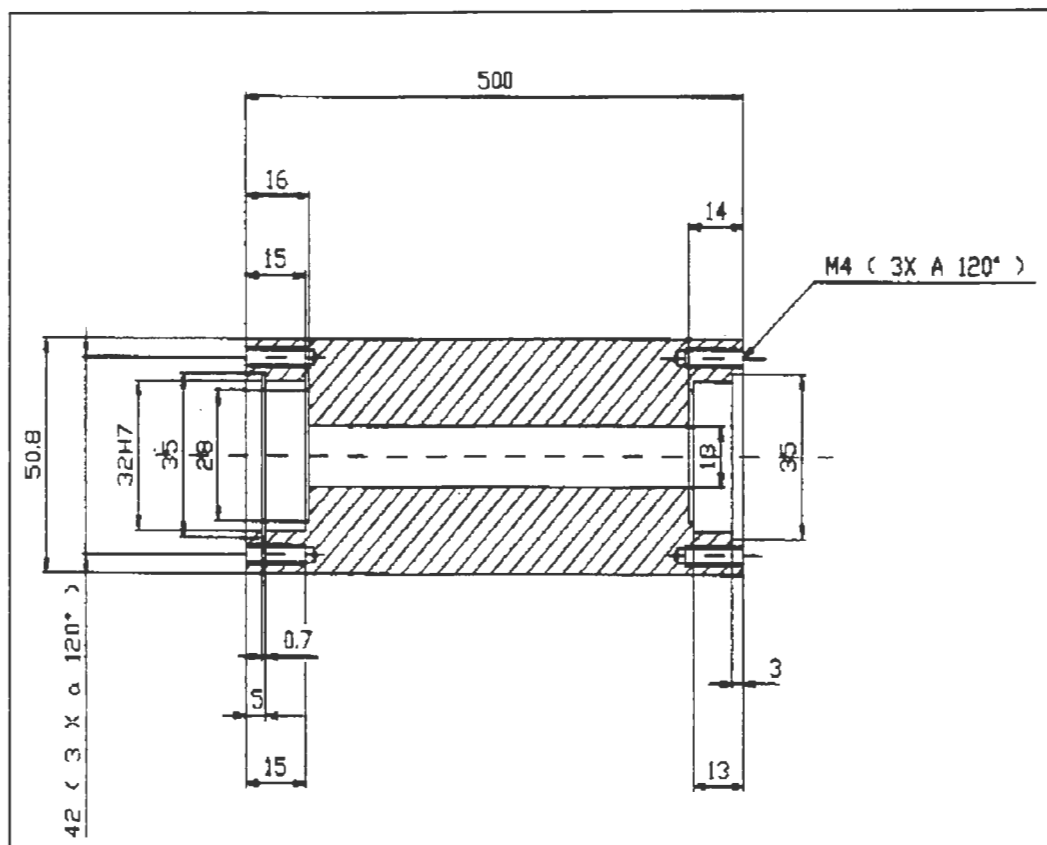


FIGURA 16 – Alojamento dos rolamentos.

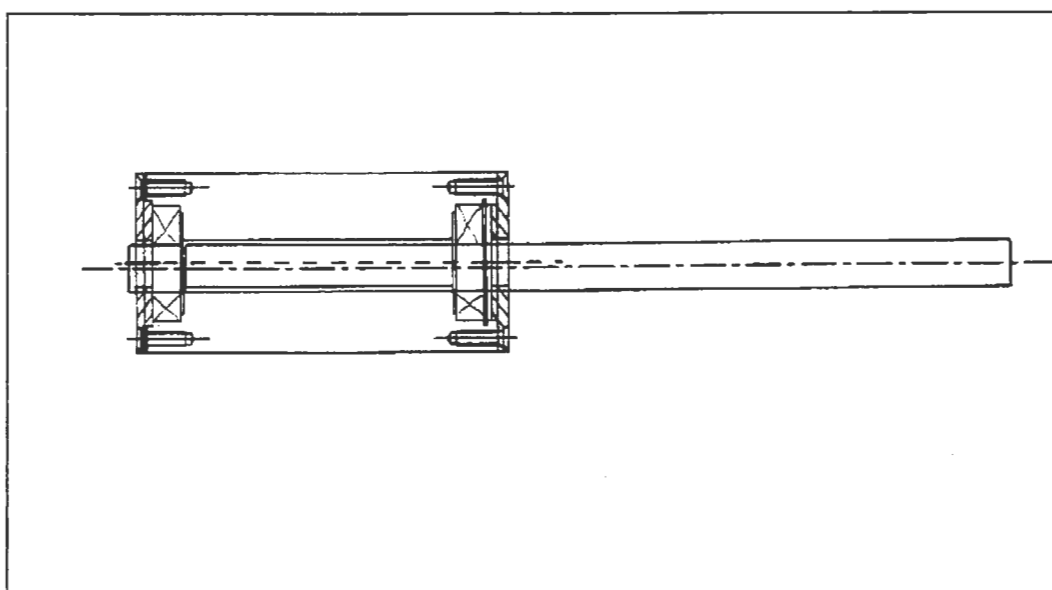


FIGURA 17 – Montagem do alojamento com a haste.



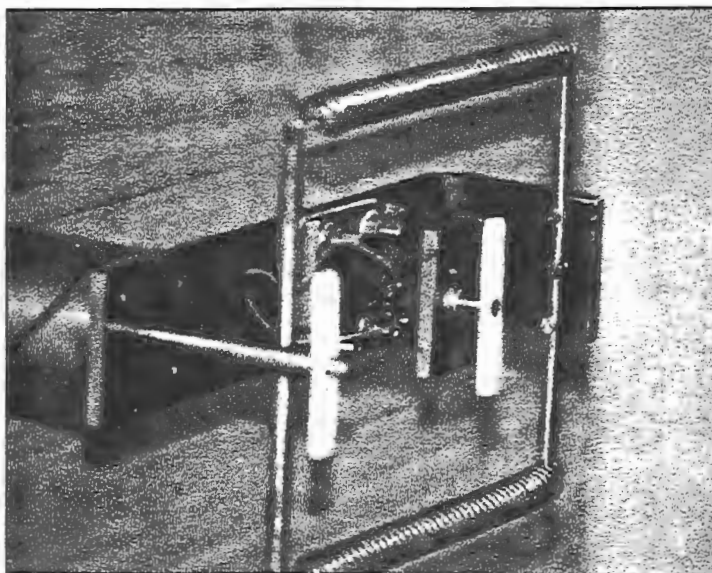


FIGURA 18 – Detalhe do conjunto de molas de oscilação.

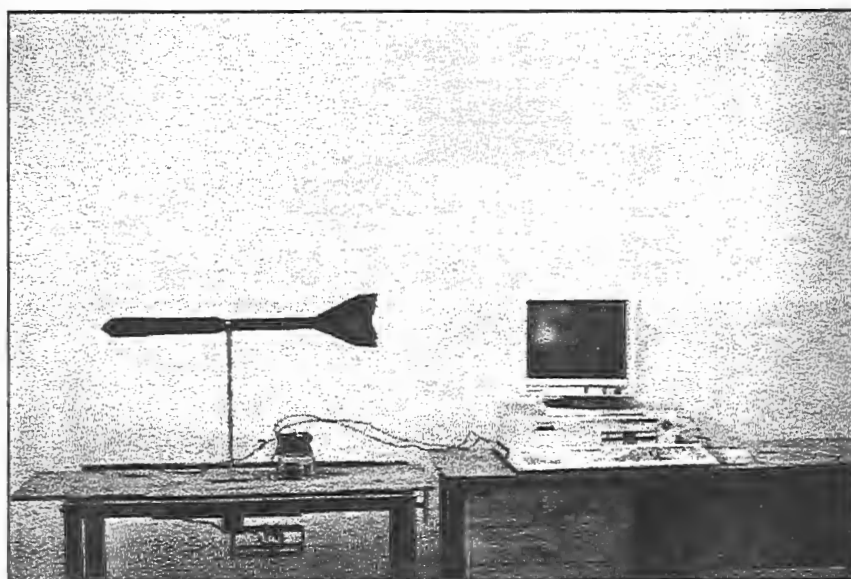


FIGURA 19 – Equipamento de Oscilação.

Depois de sofrer a perturbação, o foguete oscila e este movimento é identificado através do potenciômetro que varia de 0 a 5 Volts. A variação na voltagem é codificada através de um equipamento eletrônico e passada para um computador pessoal através de um programa em Qbasic (Apêndice I). Com os dados plota-se um gráfico do ângulo de derrapagem devido ao amortecimento, (figura 20).

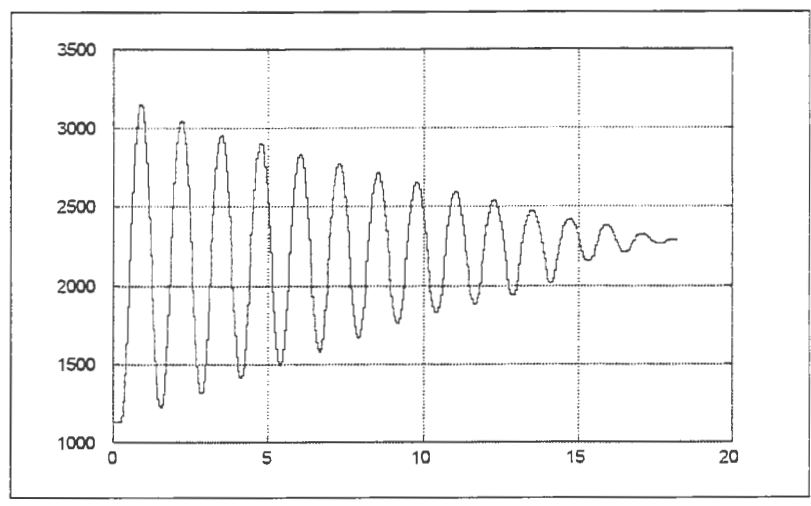


FIGURA 20 - Exemplo de oscilação (*wind-off*).

### 3.2.1 CONTROLADOR PIC.

Esquema do controlador PIC, para codificação de sinal analógico em digital.

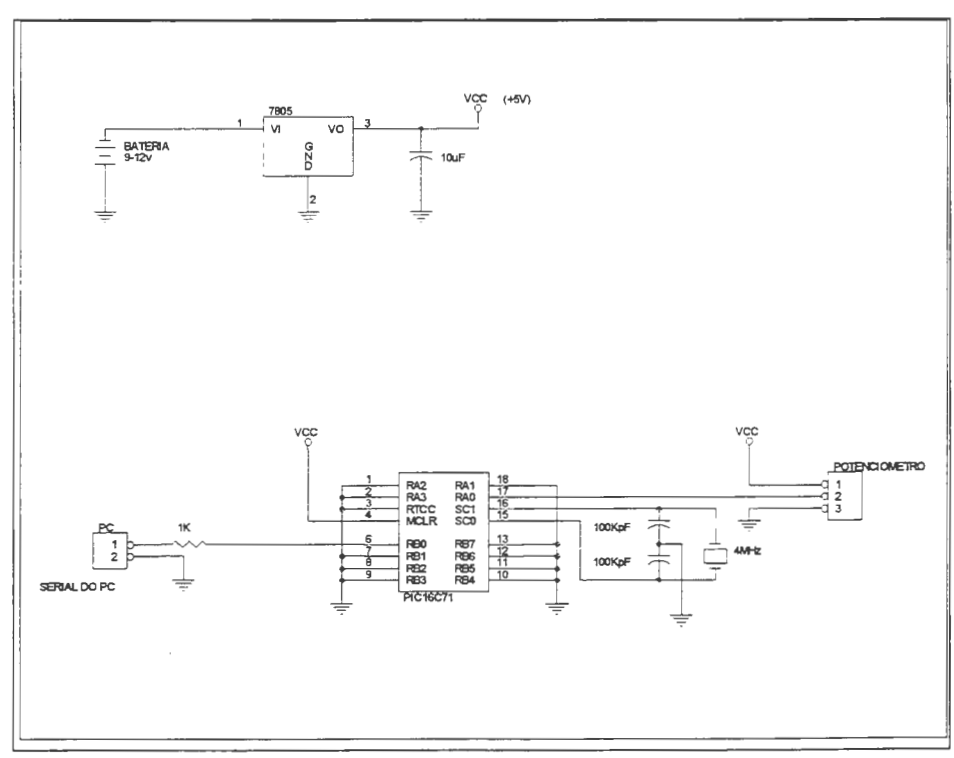


FIGURA 21 – Esquema eletrônico do controlador PIC.

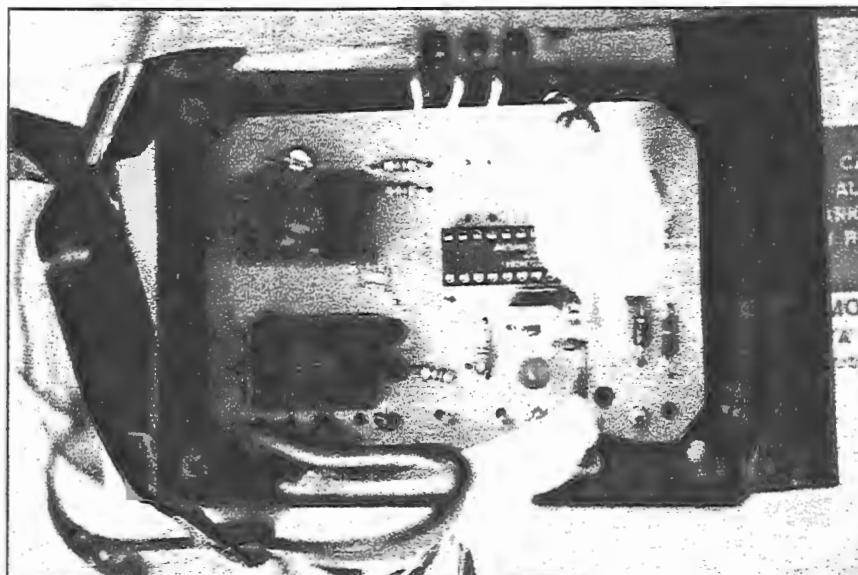


FIGURA 22 – Circuito eletrônico.

### **3.2.2 PROGRAMA DE CONTROLE DO EQUIPAMENTO DE OSCILAÇÃO.**

Programa em Qbasic responsável pela aquisição de dados enviados pelo circuito eletrônico através da porta serial de um computador pessoal.

Este programa, recebe sinais enviados através do controlador PIC, e grava os dados em 3 matrizes em um arquivo Data.log, este arquivo pode ser lido em softwares como o Excel ou Matlab, com os dados da planilha plota-se o gráfico da oscilação e calcula-se o decaimento. (Ver Apêndice I)

### **3.2.3 CALIBRAÇÃO DO EQUIPAMENTO DE OSCILAÇÃO.**

#### **3.2.3.1 INTRODUÇÃO**

As oscilações harmônicas constituem um fenômeno periódico, no qual a variação da magnitude observada obedece à Lei dos senos (ou dos cosenos).

O período  $T$  é o tempo de um ciclo completo, ou seja quando todo o processo se repetirá exatamente. A frequência  $F$  se mede em Hertz, (Hz) 1/s. Se o pêndulo executa  $N$  oscilações por segundo, a frequência de suas oscilações será:  $F = N$  Hz. O período  $T$  e a frequência  $F$  das oscilações de um pêndulo simples, dependem do comprimento  $L$  (comprimento da haste do pêndulo), e de  $g$  (aceleração da gravidade) do lugar onde se efetuou o experimento. Neste experimento estabeleceu-se  $g$  como  $9,82 \text{ m/s}^2$  através do próprio pêndulo em questão. A oscilação para se determinar  $g$ , aconteceu sem o equipamento, eliminado-se assim as forças resistivas da montagem mecânica do equipamento de oscilação, nesta etapa o período encontrado foi de  $1,2278 \text{ s}$ .

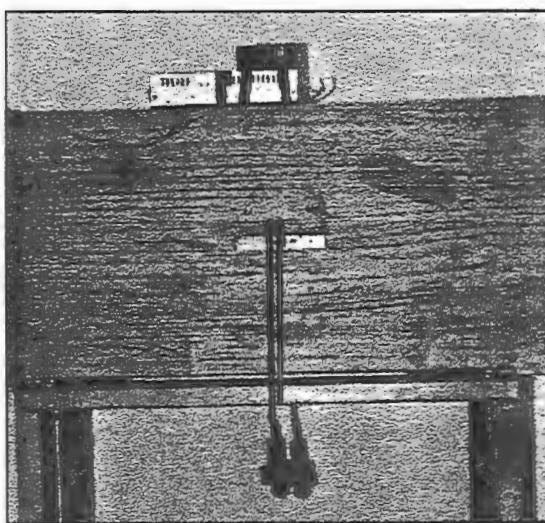


FIGURA 23 – Pêndulo, montagem para calibração.

Utilizando um pêndulo simples, figura 23, estabeleceu-se uma oscilação amortecida, sem o uso de molas. O objetivo deste experimento foi calibrar o equipamento de oscilação em relação ao valor da frequência teórico dado pela seguinte equação:

$$F = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{g}{L}} \quad (20)$$

Onde:

F - frequência;

L - Comprimento do pêndulo;  
g - Aceleração da gravidade.

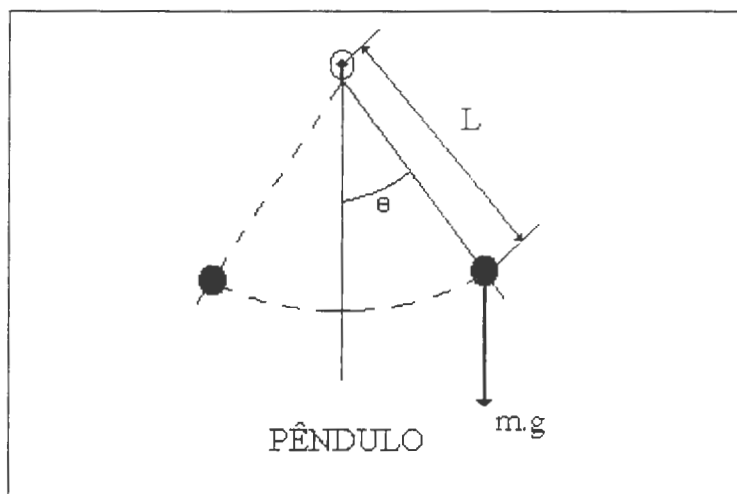


FIGURA 24 - Pêndulo Simples.

Foi feita uma segunda comparação por intermédio do período das oscilações, utilizando a seguinte equação:

$$T = 2 \pi \sqrt{\frac{L}{g}} \quad (21)$$

Onde:

T - período;

L - Comprimento do pêndulo;

g - Aceleração da gravidade.

F = Frequência

### 3.2.3.2 CÁLCULOS

Dados:

$$g = 9,82 \text{ m/s}^2$$

$$L = 0,375 \text{ m.}$$

$$T = 2 \pi \sqrt{\frac{0,375}{9,82}} \quad (21)$$

$$T_{\text{Teórico}} = 1,2278 \text{ s}$$

Através dos Gráficos 1, 2 e 3 determina-se o período  $T$  experimental. Tem-se: 6 ciclos completos em 7,6 segundos, portanto o tempo de um ciclo será 1,2667 segundos.

$$T_{\text{Experimental}} = 1,2667 \text{ s}$$

Desvio

$$D = \left| \frac{T_{\text{Teórico}} - T_{\text{Experimental}}}{T_{\text{Teórico}}} \right| 100 \quad (22)$$

$$D = \left| \frac{1,2278 - 1,2667}{1,2278} \right| 100$$

$$D = 3,17\%$$

Dados:

$$g = 9,82 \text{ m/s}^2;$$

$$L = 0,375 \text{ m}$$

$$F = \frac{1}{2 \pi} \sqrt{\frac{9,82}{0,375}} \quad (23)$$

$$F_{\text{Teórico}} = 0,8144 \text{ Hz}$$

Dos gráficos das figuras 25, 26, 27, 28 e 29 determina-se a frequência experimental. Tem-se 6 oscilações em 7,6 segundos, portanto a frequência será 0,7895 Hz.

$$F_{\text{experimental}} = 0,7895 \text{ Hz}$$

Desvio

$$D = \left| \frac{F_{\text{Teórico}} - F_{\text{Experimental}}}{F_{\text{Teórico}}} \right| 100 \quad (22)$$

$$D = \left| \frac{0,8144 - 0,7895}{0,8144} \right| 100$$

$$D = 3,06\%$$

### 3.2.3.3 GRÁFICOS.

Analisando os três gráficos gerados com o experimento do pêndulo, observou-se que, de acordo com a escala dos gráficos as oscilações se repetiram nos três gráficos, com variação muito menor do que a menor divisão da escala que é de 0,4 s, desta forma analisou-se o terceiro gráfico para se determinar a frequência e o período.

Do ponto zero até 8 segundos (eixo X), tem-se 6 oscilações, descontando 0,4 segundos do início da seqüência tem-se 6 oscilações em 7,6 segundos, portanto  $F = 0,7895 \text{ Hz}$ . Repetindo a mesma operação determina-se o Período  $T = 1,2667 \text{ s}$ .

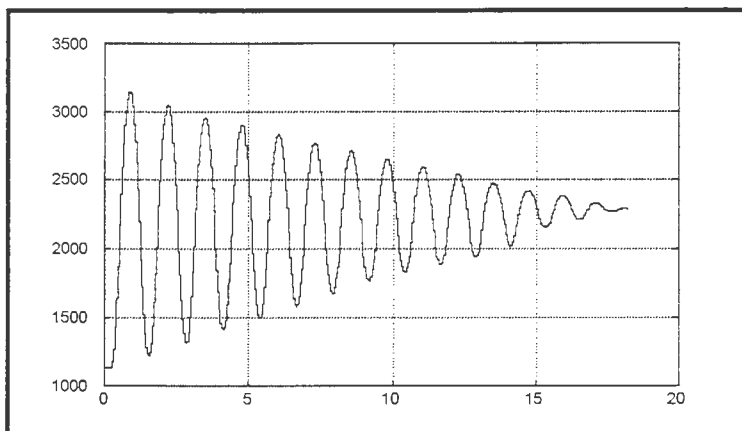


FIGURA 25 - Ciclo Completo.

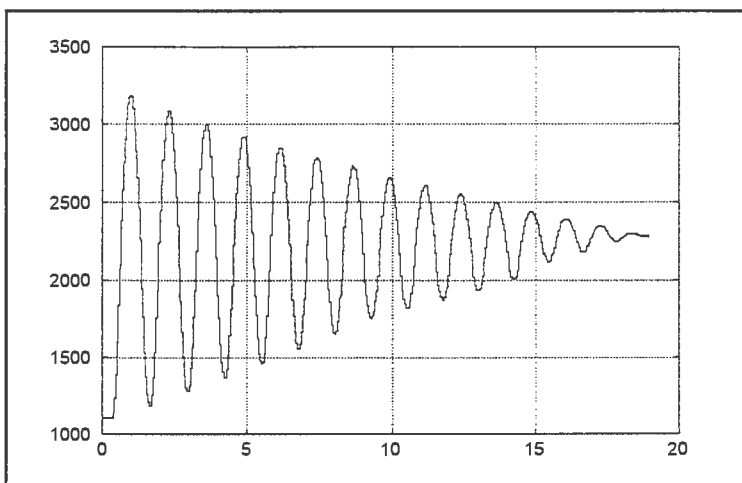


FIGURA 26 - Período completo.

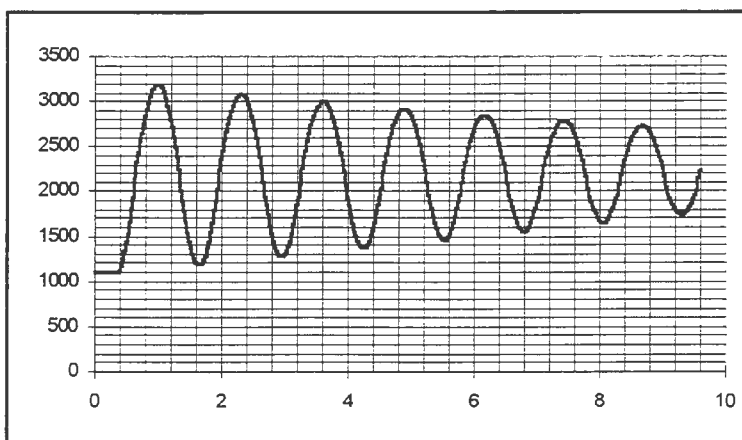


FIGURA 27 - Ciclo parcial.



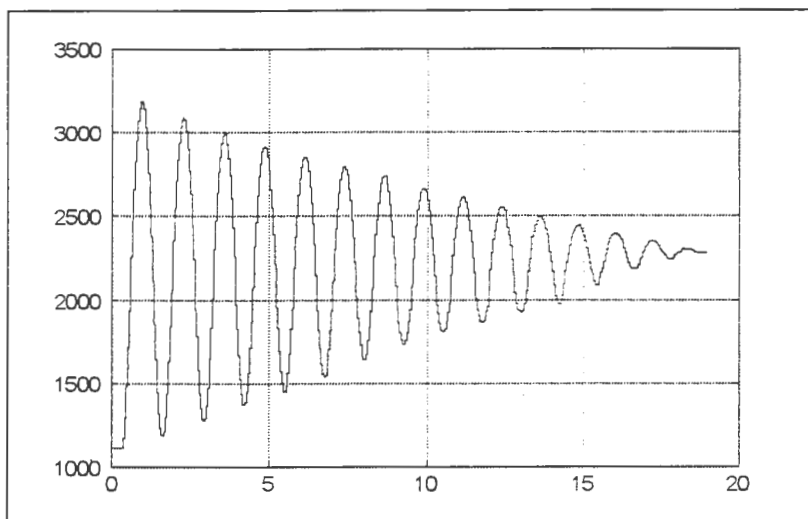


FIGURA 28 – Período completo.

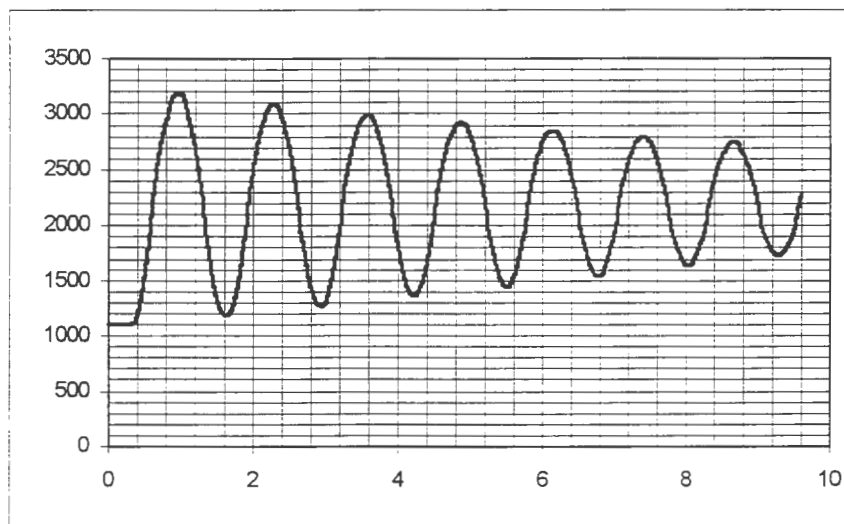


FIGURA 29 – Ciclo parcial.

### 3.2.3.4 CONCLUSÃO.

Pode-se concluir que o erro das amostras que ficou em torno de 3% pode ser atribuído às forças resistivas do equipamento e à aceleração da gravidade, visto que o experimento com o pêndulo para se determinar o valor é elementar.

### 3.2.4 DETERMINAÇÃO DO “K” DA MOLA.

#### 3.2.4.1 INTRODUÇÃO.

Uma mola helicoidal se faz enrolando um pedaço de fio rígido segundo uma hélice. Caso a mola seja comprimida ou esticada, e depois abandonada, ela retorna ao seu comprimento original ou natural, desde que o deslocamento não tenha sido muito grande. Há um limite para a grandeza deste deslocamento, além do qual a mola não retorna ao comprimento inicial, mas fica permanentemente deformada.

Caso aconteça, exclusivamente, deslocamentos abaixo deste limite, pode-se calibrar a extensão ou a compressão,  $\Delta X$ , em termos da força que a provoca. Uma curva de calibração típica é a da figura 30. A brusca modificação da inclinação da curva ocorre no ponto em que as espiras adjacentes estão em contato; além deste ponto são necessárias forças muito intensas para provocar uma compressão notável. A curva mostra que sendo  $\Delta X$  pequeno, a força exercida pela mola lhe é proporcional. Esta relação é conhecida como lei de Hooke, e pode-se escrever:

$$F_x = -k (X - X_0) = -k \Delta X \quad (24)$$

Onde a constante  $k$ , determinada empiricamente, é chamada a constante da força da mola. É igual ao negativo da inclinação da parte retilínea da curva da figura 30. A distância  $X$  é a abcissa da extremidade. A constante  $X_0$  é o valor da abcissa quando a mola está no seu comprimento de equilíbrio livre.

*Figura 30. A força  $F_x$  de uma mola num gráfico contra o comprimento  $X$ . O comprimento natural da mola é  $X_0$ . A modificação de comprimento é  $\Delta X = X - X_0$ , e  $F_x \approx -k \Delta X$ , na parte linear da curva, nas vizinhanças de  $X = X_0$ . Quando há compressão,  $\Delta X$  é negativo e  $F_x$  é positivo (para a direita); quando há extensão,  $\Delta X$  é positivo, e  $F_x$  negativo (para a esquerda).*

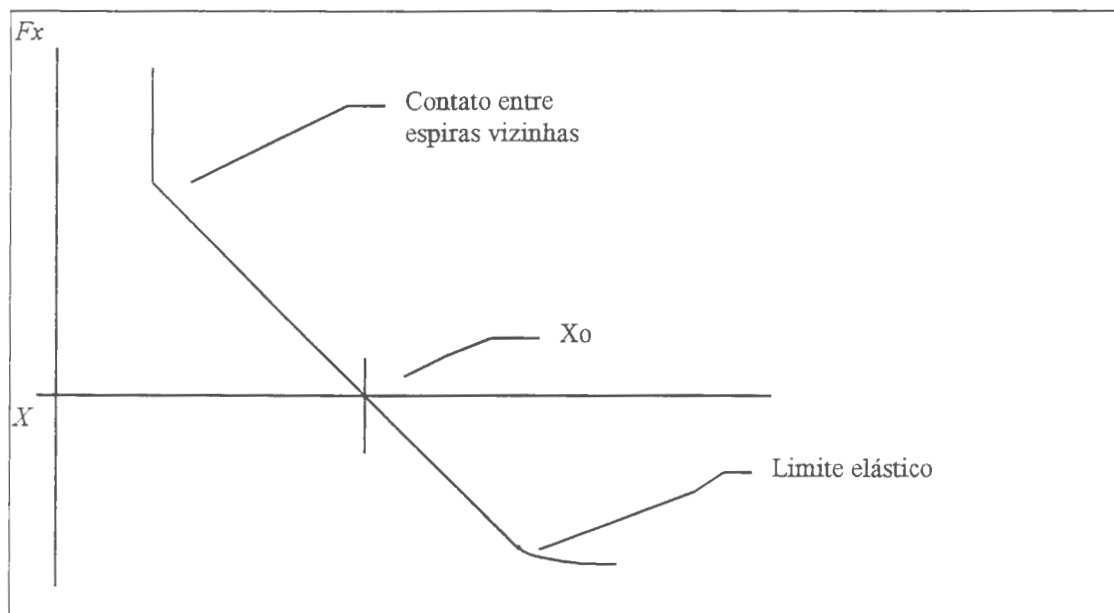


FIGURA 30 – Gráfico de Deformação Elástica da Mola

**Equipamentos utilizados:**

- Paquímetro de (0 - 200)mm - resolução 0,05 mm

- Massas

- 1) 100,23 gramas  $\pm$  0,01
- 2) 194,76 gramas  $\pm$  0,01
- 3) 201,12 gramas  $\pm$  0,01
- 3) 499,20 gramas  $\pm$  0,01
- 5) 1008,3 gramas  $\pm$  0,01

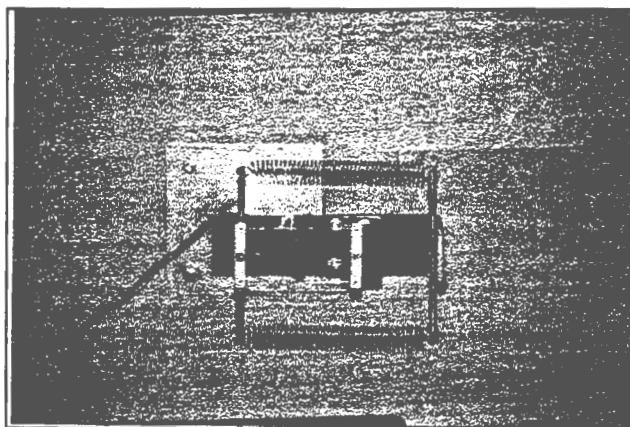


FIGURA 31 – Detalhe da montagem das molas.

### 3.2.4.2 MOLA 1

Aço - aço mola 1070 =  $\varnothing$  1,0 mm

39 espiras de 12,0 mm de diâmetro

TABELA 01 – Mola 1

	massa (kg)	$X_i$ (m)	$X_f$ (m)	$\Delta X = (X_f - X_i)$ (m)	$F = m \cdot g$ (N)	$k = F / \Delta X$ (N/m)
1	0,7003	0,103	0,129	0,026	6,8699	264,2269
2	1,7086	0,103	0,166	0,063	16,7614	266,0540
3	2,0036	0,103	0,177	0,074	19,6553	265,6122

TABELA 02 - Desvio Padrão (mola 1)

	k	$k_m$	$\Delta k =  k_m - k $
1	264,2269	265,2977	1,0708
2	266,0540	265,2977	0,7563
3	265,6122	265,2977	0,3145

$$\sum \Delta X_m = 2.1416$$

$$(\sum \Delta X_m)_m = 2,1416/3 = 0,7139 \Rightarrow 0,7$$

$$k_m = 265,2977 \text{ N/m}$$

$$\text{Mola 1} \Rightarrow k = (265,3 \pm 0,7) \text{ N/m}$$

### 3.2.4.3 ANÁLISE DOS RESULTADOS

O método utilizado para análise do valor da constante elástica foi elaborado através do uso de massas conhecidas verificando assim a deformação da mola. Neste caso verificou-se uma dispersão de 0,7 N/m correspondente a 0,26% de

variação, que levando-se em conta a resolução do instrumento utilizado que foi o paquímetro de 0,05 mm de resolução, podemos concluir que este valor é pertinente à própria mola. Concluimos que esta mola satisfaz uma condição de uso onde a resolução possa ser maior do que 1,0% de erro relativo à constante elástica.

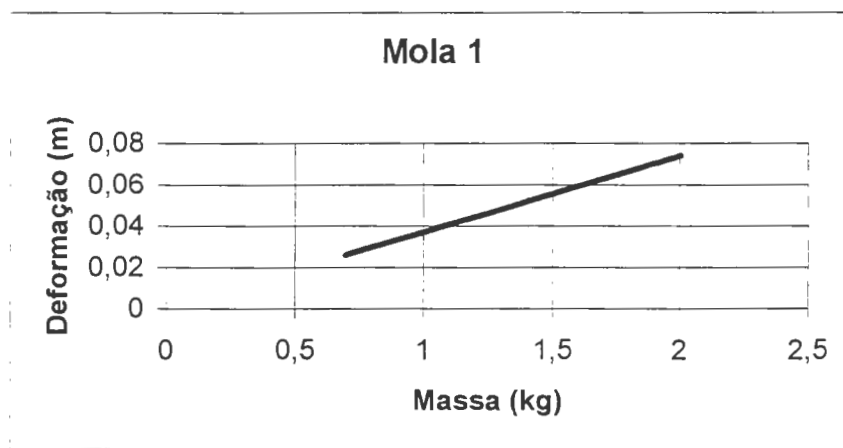


FIGURA 32 – Gráfico de Deformação da Mola 1

#### 3.2.4.4 MOLA 2.

Aço - aço mola 1070 =  $\varnothing$  1,0 mm

40 espiras de 12,0 mm de diâmetro

TABELA 03 - Mola 2

	massa (kg)	$X_i$ (m)	$X_f$ (m)	$\Delta X = (X_f - X_i)$ (m)	$F = m \cdot g$ (N)	$k = F / \Delta X$ (N/m)
1	0,7003	0,105	0,131	0,026	6,8699	264,2269
2	1,7086	0,105	0,167	0,062	16,7614	270,3452
3	2,0036	0,105	0,178	0,073	19,6553	269,2507

TABELA 04 - Desvio Padrão (mola 2)

	k	$k_m$	$\Delta k =  k_m - k $
1	264,2269	267,9409	3,7140
2	270,3452	267,9409	2,4043
3	269,2507	267,9409	1,3098

$$\sum \Delta X_m = 7,4281$$

$$(\sum \Delta X_m)_m = 7,4281/3 = 2,4760 \Rightarrow 2$$

$$k_m = 267,9409 \text{ N/m}$$

$$\text{Mola 2} \Rightarrow k = (267 \pm 2) \text{ N/m}$$

### 3.2.4.5 ANÁLISE DOS RESULTADOS

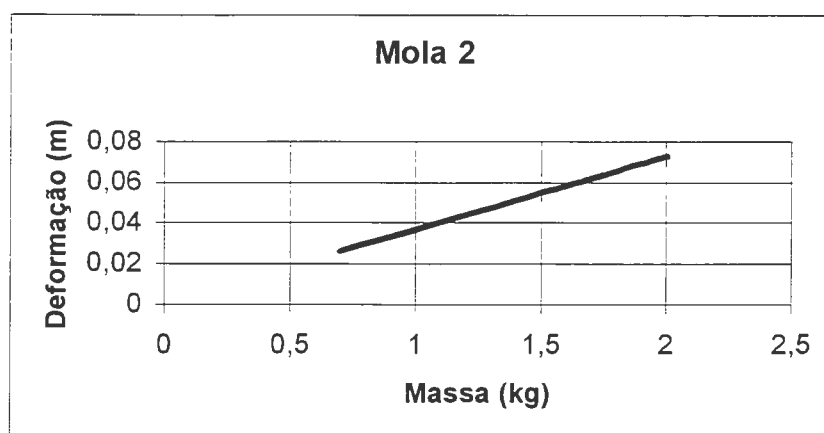


FIGURA 33 – Gráfico de Deformação da Mola 2

Como as duas molas foram confeccionadas com o mesmo material e com as mesmas dimensões era de se esperar que a constante elástica das duas molas estivessem próximas, assim conclui-se que as duas molas oferecem condições de uso em experimentos onde sejam necessários o uso de duas molas em conjunto.

TABELA 05 - Desvio Padrão das duas molas

	k	$k_m$	$\Delta k =  k_m - k $
1 <sub>mola 1</sub>	264,2269	266,6193	2,3924
2 <sub>mola 1</sub>	266,0540	266,6193	0,5653
3 <sub>mola 1</sub>	265,6122	266,6193	1,0024
4 <sub>mola 2</sub>	264,2269	266,6193	2,3924
5 <sub>mola 2</sub>	270,3452	266,6193	3,7259
6 <sub>mola 2</sub>	269,2507	266,6193	2,6314

$$\sum \Delta X_m \text{ (mola 1 e 2)} = 12.7098$$

$$(\sum \Delta X_m)_m \text{ (mola 1 e 2)} = 12.7098/6 = 2.1183 \Rightarrow 2$$

$$k_m \text{ (mola 1 e 2)} = 266,6193 \text{ N/m}$$

$$\text{Mola 1 e 2} \Rightarrow k = (266 \pm 2) \text{ N/m}$$

### 3.2.4.5 ANÁLISE DOS RESULTADOS

No experimento de oscilação, são utilizadas duas molas, que formarão o oscilador harmônico, neste caso utilizaremos o  $k$  médio das duas molas, portanto o valor de  $(266 \pm 2) \text{ N/m}$ . A variação foi pequena se analisada em relação às outras duas molas separadamente.

### 3.3 DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO.

Utilizando o Túnel LAE1 do Laboratório de Aeronaves, montou-se o equipamento de oscilação na câmara de ensaio do túnel.

Os foguetes foram fixados no centro geométrico da câmara de ensaio, livre para oscilar, preso ao Centro de Gravidade, mas restringidos por molas. As oscilações são captadas por um potenciômetro que varia de 0 a 5 Volts, esta variação é codificada em analógico/digital através de um controlador PIC.

Um programa em Qbasic grava os dados em uma planilha hexadecimal em um arquivo Data.log (Ver Apêndice I). Esta planilha é trabalhada montando-se as duas principais colunas de TempoXAmplitude. Com estes dados plota-se o gráfico das oscilações e observa-se o decaimento, com métodos analíticos e matemáticos.

### **3.3.1 CARACTERÍSTICAS DOS DADOS RECUPERADOS NO CONTROLADOR PIC.**

O micro-controlador de estrutura RISC, incorpora um conversor externo de 12 Bits com comunicação serial. Os dados são transferidos para o computador através da porta serial. Os dados são montados em uma estrutura hexadecimal em duas colunas, a 1ª é o valor mais significativo e a 2ª é o menos significativo.

#### **3.3.1.1 – RESOLUÇÃO DO EQUIPAMENTO.**

Tem-se a variação de 0 a 5 Volts do potenciômetro dividido por 4084, que é o *step*, então:

$$Re = \frac{5}{4084} = 0,0012 \quad (25)$$

O tempo de aquisição de cada dado é estabelecido através da velocidade de coleta do equipamento, que é de 9600 BPS – bytes por segundo.



$$t = \frac{20}{9600} = 0,0024s \quad (26)$$

### 3.3.2 CARACTERÍSTICAS DOS EQUIPAMENTOS EXPERIMENTAIS.

Os dados recuperados via PC são tratados em uma planilha e convertidos de hexadecimal para decimal.

Para se fazer a conversão, multiplica-se a Primeira coluna por 256 e soma-se com a Segunda:

$$1^a \times 256 + 2^a = \textit{Amplitude} \quad (27)$$

O Tempo é o próprio tempo de aquisição de dados. Cada valor é recuperado a cada 0,0024 s assim o primeiro dado tem tempo 0,0024 s e o segundo 0,0048, até que se termine o ciclo de oscilações.

O tempo médio de aquisição de dados ficou em torno de 12 segundos na condição *wind-off*, até que aconteceu o amortecimento total e o fim do ciclo das oscilações.

A situação sem vento (*wind-off*) é a que apresenta período maior, pois o amortecimento é somente devido ao efeito das duas molas.

O gráfico das oscilações, gerado por intermédio do equipamento de aquisição de dados, é plotado através das colunas três e quatro, como é demonstrado na Tabela 06.

TABELA 06 – Exemplo de Dados

1ª Coluna	2ª Coluna	Tempo	Amplitude
5	125	0.0024	1405
5	125	0.0048	1405
5	125	0.0072	1405
5	125	0.0096	1405
5	126	0.012	1406
5	126	0.0144	1406
5	126	0.0168	1406
5	126	0.0192	1406
5	125	0.0216	1405
5	125	0.024	1405
5	126	0.0264	1406
5	125	0.0288	1405
5	126	0.0312	1406
5	126	0.0336	1406
5	125	0.036	1405
5	125	0.0384	1405
5	125	0.0408	1405
5	126	0.0432	1406
5	125	0.0456	1405
5	126	0.048	1406
5	125	0.0504	1405

Na situação *wind-off*, de maneira geral, foram recuperados cerca de 5.000 pontos, ou seja, na tabela 06 tem-se 5.000 linhas. Na terceira coluna tem-se o tempo de cada dado e na quarta coluna tem-se amplitude das oscilações. O gráfico das oscilações foi plotado com a terceira coluna contra a quarta.

### 3.3.3 CARACTERÍSTICAS DOS MODELOS EXPERIMENTAIS DOS FOGUETES.

Os modelos de foguete foram construídos com tubos de resina fenólica, aletas de cedro, ogiva de cedro maciço, suporte cônico de cedro. Todas as partes foram coladas com cola a base de cianocrilato. A carga de combustível foi simulada com parafina, para que mesmo nos modelos o CG seja idêntico ao caso real.

O princípio dos projetos foram estabelecidos através dos estudos realizados por BORROWMAN(1985), do *Goddard Space Center*, onde se estabeleceu a condição mínima de estabilidade estática, que é a distância entre o Centro Aerodinâmico e o Centro de Gravidade. Neste estudo determinou-se que a condição mínima é chamada de Margem Estática.

### 3.2.4 - DIMENSIONAMENTO DOS MODELOS DE FOGUETES.

Dos problemas de estabilidade que envolvem um foguete, a determinação da Margem Estática é sem dúvida o mais crítico. Com um foguete já construído ou ainda se um novo projeto for idealizado, se faz necessário o cálculo da Margem Estática, que é a distância entre o centro de gravidade e o centro aerodinâmico.

Utilizando um método geométrico divide-se o foguete em seções e cada seção é analisada em separado, depois os resultados são combinados e determina-se o CA - Centro Aerodinâmico, com métodos de Momento determina-se o CG - Centro de Gravidade.

Combinando-se os cálculos através de um software, se estabelece as condições de voo do foguete analisado.

Com este método é possível determinar três condições estáticas: estabilizado; neutro e desestabilizado. Ainda é possível se estabelecer um sistema de tentativa e erro até que a margem estática (mínimo de dois diâmetros máximo) seja conseguida.

### **3.2.4.1 PROGRAMA PARA CÁLCULO DO CENTRO AERODINÂMICO.**

Este programa se destina ao cálculo do Centro Aerodinâmico - C.A. de foguetes balísticos se movimentando em pequenos ângulos de ataque. Para determinar o C.A. de um foguete, o corpo do foguete é dividido em seções e cada seção é analisada em separado. Então, os resultados calculados em separados são combinados para se obter um valor para o foguete inteiro. As equações utilizadas neste programa são para os foguetes do tipo apresentado na figura 34. Para organizar os cálculos, o C.A. para cada componente analisado é medido do mesmo ponto de referência no foguete. Utilizou-se a ponta da ogiva como referência. Em cada parte analisada é medido a sua distância em relação à ogiva ( $l_f$ ,  $l_s$ ). O suporte cônico e a junta cônica tem ação similar. No corpo cilíndrico o coeficiente de arrasto é muito pequeno, isto para pequenos ângulos de ataque (inferior a  $10^\circ$ ), desta forma despreza-se o corpo cilíndrico.

Na apresentação dos resultados, tem-se três situações estáticas: 1 - FOGUETE ESTABILIZADO; 2 - FOGUETE EM CONDIÇÃO NEUTRO e 3 - FOGUETE DESESTABILIZADO.

Se o foguete analisado cair no caso 3, deve-se alterar as aletas até que se consiga a margem estática, distância entre C.A. e C.G, de pelo menos dois diâmetros máximos, neste caso satisfazendo a condição mínima de estabilização estática descrito por BORROWMAN (1985).

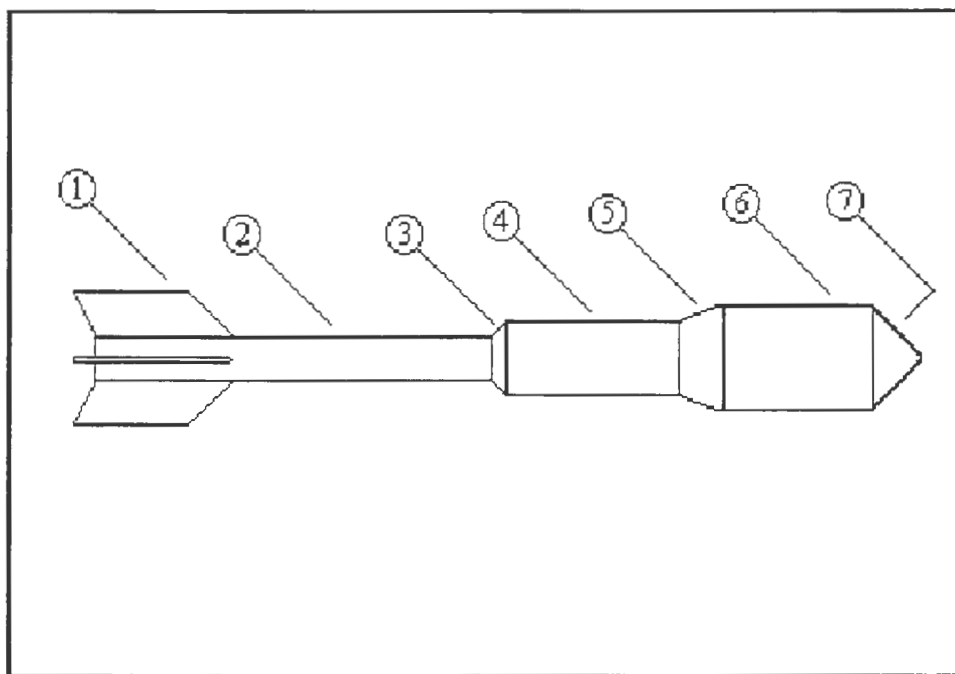


FIGURA 34 – Exemplo de Foguete Balístico

Legenda:

- 1- Conjunto de Aletas;
- 2- Corpo Cilíndrico;
- 3- Base Cônica;
- 4- Corpo Cilíndrico;
- 5- Base Cônica ou Suporte Cônico;
- 6- Corpo Cilíndrico;
- 7- Ogiva.

### 3.2.5 DESCRIÇÃO DO MÉTODO.

Fixando a ponta da ogiva como referência, determina-se o centro aerodinâmico de cada componente do foguete e depois combina-se os cálculos para se obter a localização do centro aerodinâmico em relação ao CG.

### 3.2.5.1 OGIVA.

Dos vários formatos de ogivas os mais comuns são do tipo cone, parabólica e reta, nestes tipos, segundo BROWSON (1981) a localização do CA é dada por:

$$X_n = \frac{2}{3} L \quad (28)$$

Onde L é o comprimento da ogiva.

### 3.2.5.2 SUPORTE CÔNICO OU BASE CÔNICA.

O Centro aerodinâmico destes componentes é dado pela seguinte equação:

$$X_{cs} = ls + \frac{L}{3} \left[ 1 + \frac{1 - \left(\frac{d_1}{d_2}\right)}{1 - \left(\frac{d_1}{d_2}\right)^2} \right] \quad (29)$$

Onde:

- ls é distância do cone ou base à ogiva;
- L é o comprimento do cone ou base;
- $d_1$  é o menor diâmetro do cone ou base;
- $d_2$  é o maior diâmetro do cone ou base.

### 3.2.5.3 CORPO CILÍNDRICO.

Em foguetes voando em pequenos ângulos de ataque, inferior a  $10^\circ$ , pode-se observar que a influência aerodinâmica relativa às suas parte cilíndricas é muito pequena, podendo ser desprezada.

#### 3.2.5.4 ALETAS.

Nos foguetes, a empenagem (aletas), desempenham um papel relevante, no que concerne à estabilidade, pois esses engenhos não são animados de movimento de rotação no momento da partida. Desse fato resulta, terem os foguetes uma forma diferente daquela que normalmente tem os projéteis de artilharia.

Os estudos teóricos revelam que a resistência do ar sobre um foguete pode ser considerada como a resultante de dois esforços:

- a) A resultante longitudinal das pressões sobre a ogiva;
- b) A resultante dos esforços retardadores provocados pela agitação turbulenta do ar, nas vizinhanças da tubeira.

No momento em que é lançado, três forças atuam sobre o foguete:

- a) Força de propulsão, orientada segundo o eixo do foguete, a qual age durante o tempo de combustão do combustível;
- b) Peso do foguete, agindo verticalmente;
- c) Resistência do ar, atuando no plano de resistência, a qual pode ser decomposta numa componente retardadora, aplicada no centro de resistência, e num conjugado, que tem por efeito imprimir ao foguete um movimento de rotação em torno de um eixo perpendicular, movimento este que é facilitado pela ausência de rotação e contrariado pela resistência oferecida pelas aletas.

É obvio que a ausência de aletas em um foguete, acarretaria sérios inconvenientes, tais como:

- Instabilidade na trajetória;
- Aumento considerável do coeficiente balístico;
- Alcance reduzido;
- Dispersão muito grande.

Portanto, para sanar esses inconvenientes, torna-se necessária a adaptação de uma empenagem na parte posterior do foguete, com superfície suficiente, para que o ar, atuando sobre ela, faça com que o Centro Aerodinâmico venha se colocar atrás do Centro de Gravidade, ou no limite, que é a Margem Estática mínima. Com isto se estabelece a condição de estabilidade estática.

O problema que se apresenta é saber quais as proporções dessa empenagem, para que a condição citada seja satisfeita.

Cumprindo observar, inicialmente, que uma empenagem de dimensões reduzidas, poderá deslocar o Centro Aerodinâmico para um ponto ainda a frente do Centro de Gravidade. Neste caso, o foguete apresentará um cone de estabilidade de pequena abertura e embora com a aparência de um projétil corretamente empenado, será suscetível, no entanto, de tomar sobre a trajetória uma infinidade de posições de equilíbrio estável, o que poderá ser causa de dispersão no vôo.

Por outro lado, uma empenagem demasiadamente grande, poderia acarretar em uma resistência exagerada, teria além disso, o efeito pernicioso de deslocar o Centro de Gravidade para a retaguarda, determinaria perda considerável de velocidade e portanto de estabilidade, tornando o foguete mais sensível às perturbações.



Em qualquer caso, entretanto haverá sempre pequenas oscilações inevitáveis, que se tornam perigosas, quando assumem proporções apreciáveis.

A empenagem desempenha, pois, o importante papel de freio amortecedor dessas oscilações, tornando-as semelhantes àquelas de um pêndulo que se movimenta no meio resistente. Esse amortecimento será tanto mais rápido quanto maior for o coeficiente de estabilidade do foguete.

O valor desse coeficiente deverá ser tanto maior, quanto mais lentamente vier o foguete a se deslocar e sobretudo se estiver sujeito na partida a impulsões perturbadoras, provocadas pela irregularidade na queima do combustível.

A insuficiência do coeficiente de estabilidade de certos foguetes empenados, pode se fazer sentir principalmente quando, em vôos sob grandes ângulos (superior a  $10^\circ$ ), o foguete atingir as vizinhanças do vértice da trajetória.

Com efeito, nesta região, a velocidade tem seu valor mínimo e do mesmo modo a estabilidade, que é proporcional ao quadrado da velocidade. Além disso, é justamente no vértice, que a curvatura da trajetória é máxima, o que obriga ao foguete fazer, afim de acompanhá-la, movimentos angulares de grande amplitude.

Portanto, na vizinhança do vértice da trajetória, os foguetes empenados são submetidos a grandes oscilações, as quais vão se amortecendo a medida que o foguete vai recuperando velocidade, no ramo descendente.

Nessas condições, se a empenagem não fosse suficiente, ele apresentaria um cone de estabilidade, que contribuiria para acentuar ainda mais os efeitos mencionados. De um modo geral, o movimento oscilatório será tanto menos importante, quanto maior for a velocidade do foguete.

Para completar esta exposição sucinta, convém ressaltar que, sob a ação de uma componente lateral do vento, ele se inclinará sobre a trajetória, buscando opor-lhe a seção de mais fraca resistência e esta inclinação será tanto maior quanto mais fraca for a velocidade em que estiver voando.

As aletas podem ser simplificadas através de transformações geométricas, com objetivo de minimizar os cálculos relativos ao Centro Aerodinâmico, sem que isto interfira no resultado. O exemplo dado a seguir é para um foguete estabilizado com quatro aletas.

A localização do Centro Aerodinâmico em aletas é dado pela seguinte equação:

$$X_F = lf + \frac{m(a+2b)}{4(a+b)} + \frac{1}{6} \left( a+b - \frac{ab}{a+b} \right) \quad (30)$$

Onde:

-  $lf$  é a distância da ponta da aleta até a ogiva.

O fator de interferência  $ki$  é denominado através da seguinte equação:

$$ki = 1 + \frac{r}{s+r} \quad (31)$$

Onde:

-  $r$  é o raio do foguete onde as aletas estão fixadas.

O software apresentado no Apêndice I, faz a combinação dos cálculos e calcula a força adimensional que age no foguete em função dos seus componentes.

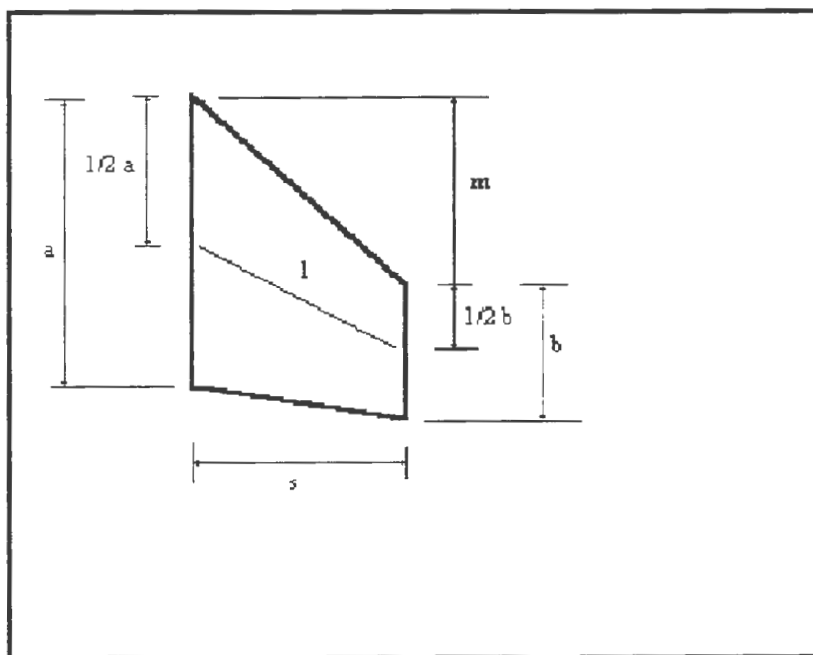


FIGURA 35 – Aleta

### 3.3 RESULTADOS.

Depois de analisar a posição do CG pelo método descrito no item 3.2.4, compara-se o CG e a posição do CA, devendo sempre o Centro Aerodinâmico estar atrás do CG e com distância de pelo menos dois diâmetros máximos do foguete, assim a condição de estabilidade estática estará garantida. Caso a distância não seja satisfatória, deve-se modificar as dimensões das aletas até que se consiga a estabilidade estática.

### 3.4 ANÁLISE DOS RESULTADOS.

Este método apesar de elementar demonstrou, com a comparação de resultados práticos, ser viável para dimensionamentos iniciais de foguetes balísticos.

Foguetes balísticos voando em ângulos de ataque superior a  $10^\circ$ , tem várias influências que interferem na sua estabilidade. Nesta situação o corpo cilíndrico do foguete não deve mais ser desprezado no modelamento, pois a força de arrasto atinge valores consideráveis, que passam a interferir na estabilidade do foguete.

### 3.5 CONCLUSÃO.

Para que um foguete tenha um vôo estabilizado além da condição de estabilidade estática, há também a necessidade de determinação da estabilidade dinâmica, desta forma este método aqui apresentado deve ser considerado como o primeiro passo para se determinar as condições aerodinâmicas de foguetes balísticos voando em pequenos ângulos de ataque.

### 3.6 DETERMINAÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE.

Utilizando a extremidade da ogiva como referência, determinou-se a posição do CG.

TABELA 07 - Ogivas (massas)

	Ogiva Parabólica	Ogiva Cônica	Ogiva Capacete
1	1) 109,2	87,7	212,3
2	2) 105,7	82,2	202,2
3	3) 112,3	83,0	207,4
4	4) 113,0	83,0	209,1
Total (g)	440,2	335,9	831,0
Média (g)	110,05	83,98	207,75

TABELA 08 - Aletas – massas

	Aleta Delta	Aleta Triangular	Aleta Trapézio	Aleta Trapézio Curto
1	26,3	34,0	35,5	31,5
2	27,0	36,5	34,0	30,5
3	29,0	36,5	36,4	32,0
Total (g)	82,3	107,0	105,9	94,0
Média (g)	27,43	35,67	35,30	31,33
Área (m <sup>2</sup> )	0,0049	0,0067	0,0078	0,0057

TABELA 09 - Corpo do Foguete – massa

	Cilindro / Suporte Cônico Alojamento do pára-quadras
1	260,7
2	252,7
3	262,5
4	254,0
5	259,8
6	250,0
7	253,0
8	274,5
9	256,5
10	252,0
11	257,8
12	260,0
Total (g)	3.093,5
Média (g)	257,79

Utilizando o método de momento e depois analisando experimentalmente o ponto de equilíbrio estático dos modelos determinou-se o C.G. - Centro de Gravidade de cada um dos doze modelos.

TABELA 10 – Centro de Gravidade

<b>Foguete Número</b>	<b>Distância do CG à Ogiva (mm)</b>
1	292,0
2	395,0
3	382,0
4	387,0
5	317,0
6	323,0
7	327,0
8	331,0
9	417,0
10	404,0
11	410,0
12	405,0

### 3.7 CÁLCULO DO CENTRO AERODINÂMICO DOS MODELOS.

Para cálculo do centro aerodinâmico, foi utilizado um software com base nas equações desenvolvidas no *Goddard Space Center* (ver Apêndice I).

As distâncias são em relação à ponta da ogiva. Todos os C.A. – Centro Aerodinâmico, estão atrás do C.G. – Centro de Gravidade, conseqüentemente todos os modelos de foguetes estão estaticamente estabilizados.

TABELA 11 - Foguete Tipo I (Ogiva Parabólica)

Nº	Aleta	M. E. (mm)	C. A. (mm)	C. G. (mm)	F. N. (adimensional)
1	Trapézio	206,489	598,489	392,0	48,084
2	Triangular	168,812	563,812	395,0	55,405
3	Delta	158,156	540,156	382,0	55,405
4	Trapézio curto	210,617	597,617	387,0	44,062

TABELA 12 - Foguete Tipo II (Ogiva Capacete)

Nº	Aleta	M. E. (mm)	C. A. (mm)	C. G. (mm)	F. N. (adimensional)
5	Delta	220,236	537,236	317,0	31,334
6	Triangular	236,658	559,658	323,0	55,790
7	Trapézio	270,906	597,906	327,0	48,468
8	Trapézio curto	261,110	592,110	331,0	44,447

TABELA 13 - Foguete Tipo III (Ogiva Cônica)

Nº	Aleta	M. E. (mm)	C. A. (mm)	C. G. (mm)	F. N. (adimensional)
9	Trapézio	183,932	600,932	417,0	48,468
10	Trapézio curto	191,409	595,409	404,0	44,447
11	Triangular	152,287	562,287	410,0	55,790
12	Delta	141,103	546,203	405,0	31,334

### 3.8 CARACTERÍSTICAS DOS MODELOS DE FOGUETE.

Foram escolhidos três tipos de ogivas mais utilizadas que são: ogiva cônica; ogiva parabólica e ogiva capacete.

A ogiva capacete teve como objetivo simular a massa da câmara para foto aérea. Com os três tipos de ogivas combinou-se quatro modelos diferentes de aletas, que são: trapézio; trapézio curto; triangular e delta.

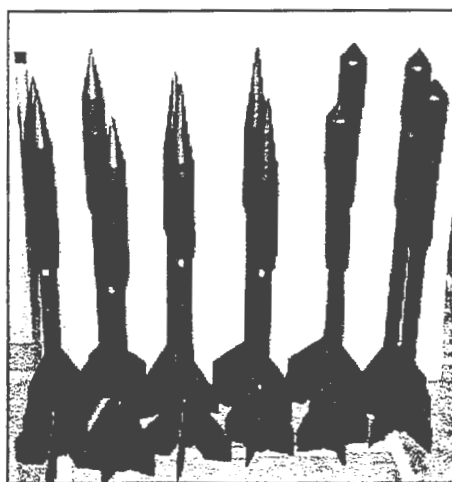


FIGURA 36 – Modelos Experimentais.

A montagem dos modelos obedeceu a condição de estabilidade estática, observando a distância mínima entre o CG e CA.

Utilizou-se um gabarito para fixar as aletas nos foguetes, visando uma melhor simetria das aletas. Porém é sabido que pequenas deformações nas aletas provocam uma velocidade de rotação (spin), rotação esta indesejada pois consome energia do propulsor em detrimento ao alcance.

Os modelos depois de montados foram lixados e pintados com tinta preto fosco, objetivando o experimento de visualização.



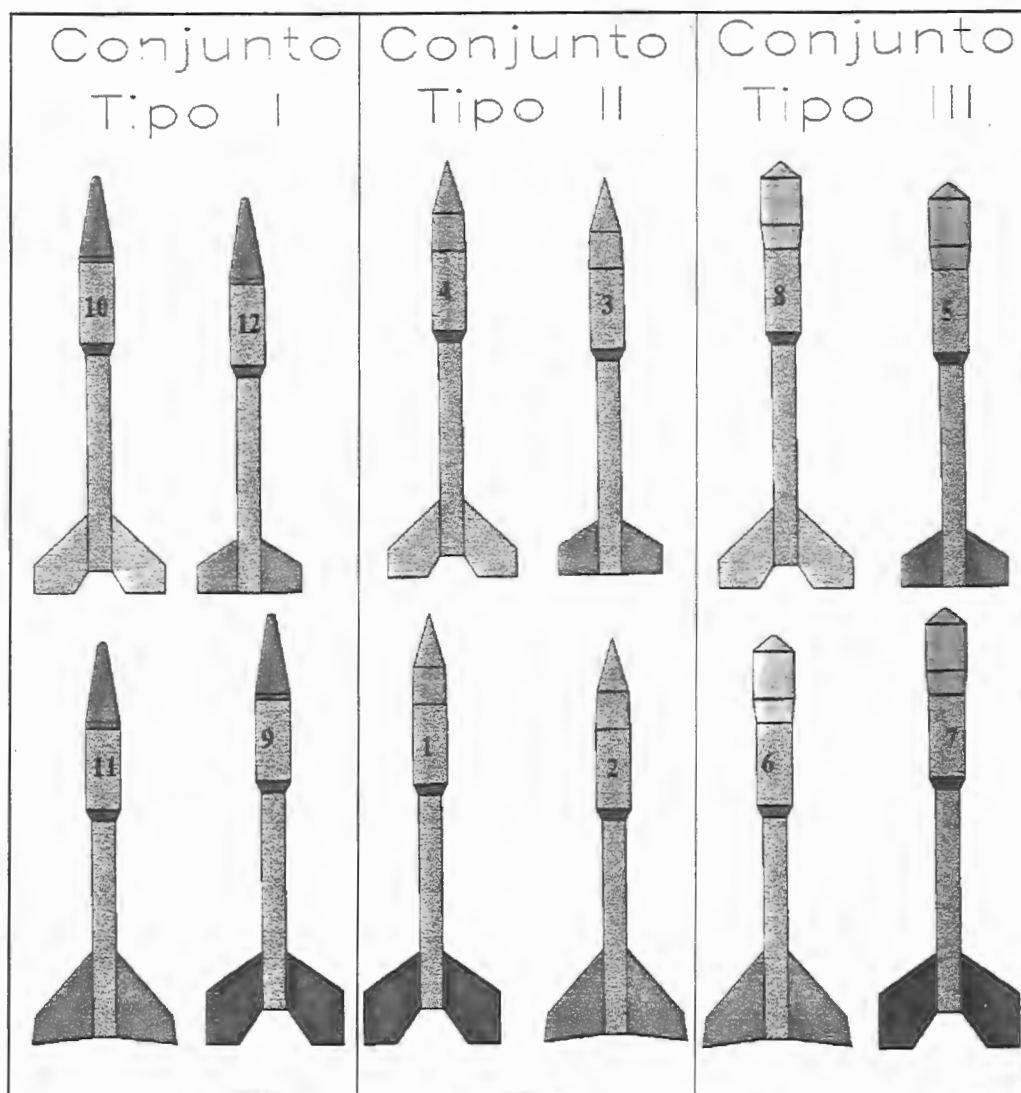


FIGURA 37 – Modelos de foguetes ensaiados.

### 3.9 ANÁLISE EXPERIMENTAL DOS MODELOS.

Cada um dos doze modelos foram analisados no Túnel de Vento LAE1 nas condições *wind-off* e *wind-on*, sendo que na condição *wind-on*, os modelos foram analisados com as aletas em X e a 90°.

Utilizou-se um gabarito para alinhar as aletas em X e a 90°.

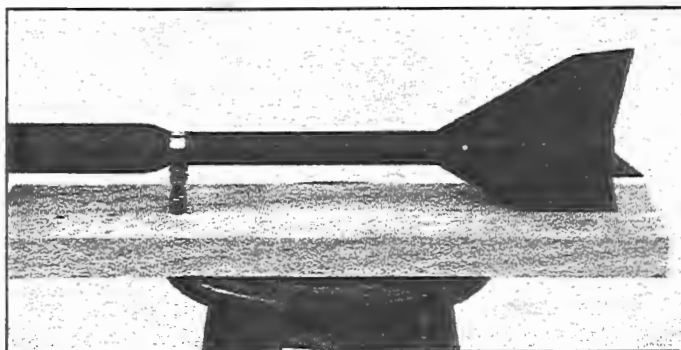


FIGURA 38 – Gabarito para alinhar as aletas dos modelos.

A haste que prende o modelo pelo CG é ajustada em um furo e a aleta encaixada em um rasgo na parte posterior do gabarito, isto para ajuste a  $90^\circ$ . Para ajuste em X apoia-se as aletas na extremidade do gabarito.

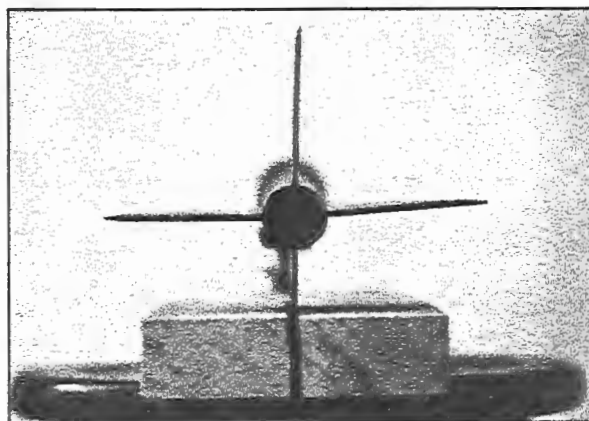


FIGURA 39 – Ajuste das Aletas a  $90^\circ$ .

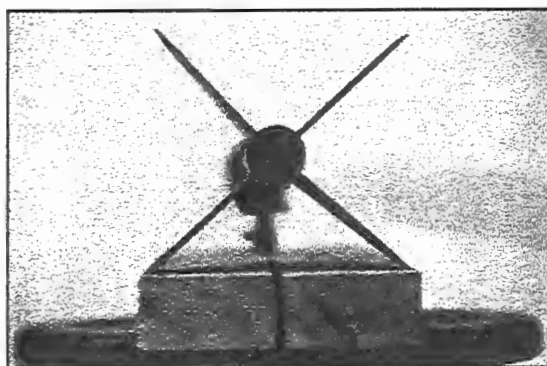


FIGURA 40 – Ajuste das aletas em X.

### 3.9.1 TÚNEL DE VENTO LAE1.

Utilizou-se o túnel de vento LAE-1, de circuito aberto, do Laboratório de Aeronaves da USP.

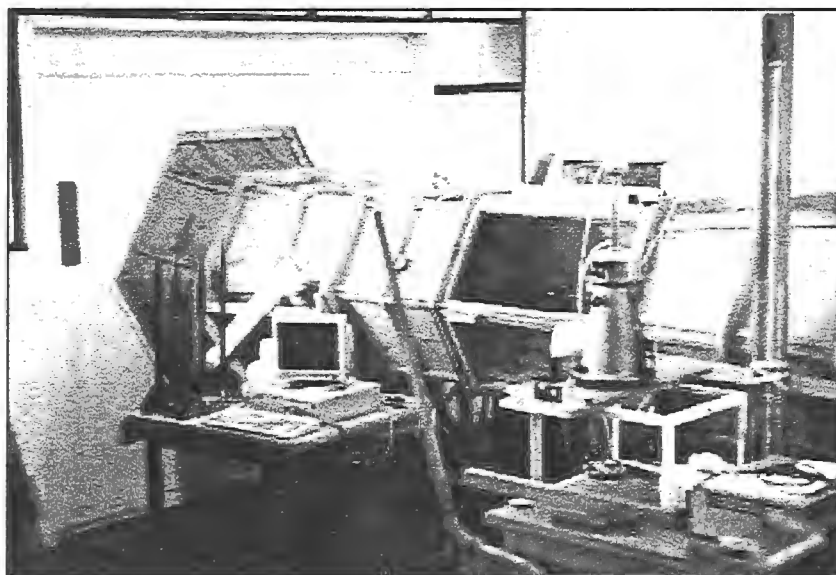


Figura 41 – Túnel LAE1

Este túnel é de circuito aberto, tipo N.P.L., com câmara de ensaios hexagonal, fechada, com área de seção transversal de  $0,526 \text{ m}^2$  e comprimento de 1,63 m. Pode atingir velocidades de até 60 m/s mas, durante os ensaios preferiu-se não ultrapassar a velocidade de 20 m/s, pelo fato da fase mais crítica das oscilações acontecerem quando o foguete voa em baixas velocidades, principalmente no instante do lançamento.

Originalmente concebido pelo I.P.T. ( Instituto de Pesquisas Tecnológicas ), na extinta seção de aeronáutica. As suas partes principais foram transferidas para o Laboratório de Aeronaves da Universidade de São Paulo campus de São Carlos. Foi então reprojetoado, reconstruído e calibrado nas dependências do LAE, por CATALANO (1988).

### 3.9.2 FOGUETE 1.

Análise dos valores de  $N_v$  e  $N_r$  do foguete número 1. Utilizando as equações do Método de Oscilação Livre descrito por SIMMONS[1920]. Determina-se os valores das derivadas  $n_v$  e  $n_r$  para serem analisados os momento de guinada (*yawing*) devido ao deslizamento  $N_v$  e o momento de *yawing* devido a relação de  $N_r$ .

$$\mu = \frac{1}{T} \ln \left( \frac{\phi_{n-1}}{\phi_n} \right) \quad (32)$$

$$N_r = 2c(\mu - \mu_1) \quad (04)$$

$$n_r = \frac{N_r}{0,5 \rho V S b^2} \quad (33)$$

$$N_v = \frac{c}{V} \left[ 4\pi^2 \left( \frac{1}{T^2} - \frac{1}{T_1^2} + \mu^2 - \mu_1^2 \right) \right] \quad (06)$$

$$n_v = \frac{N_v}{0,5 \rho V S b^2} \quad (34)$$

Onde:

$\mu$  = razão de decaimento *wind-on*;

$\mu_1$  = razão de decaimento *wind-off*;

$c$  = momento de inércia de área das aletas;  $T$  = Período *wind-on*;

$T_1$  = Período *wind-off*;

$V$  = Velocidade do fluxo de ar;

$S$  = Área das aletas;

$b$  = Envergadura das aletas.

Condições do ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg;

Temperatura = 19° C;

Betz = 25 => 0,025 m H<sub>2</sub>O

$$Pd = Pt - Pe \quad (35)$$

$$Pd = \rho g \Delta z \quad (36)$$

$$Pd = 998 \times 9,81 \times 0,025$$

$$Pd = 244,7595$$

Dados:

$$\text{Massa da aleta} = 0,0353 \text{ kg};$$

$$\text{Área da aleta} = S = 0,0078 \text{ m}^2;$$

$$\text{Envergadura da aleta} = b = 0,067 \text{ m};$$

$$\text{Momento de Inércia} c = 0,001101 \text{ kg m}^2.$$

Para cálculo do momento de inércia, considerou-se a área e a massa das aletas que estão no sentido do fluxo, como SIMMONS(1920), descreveu no experimento que fez utilizando dirigíveis.

Cálculo da velocidade do fluxo

$$Pd = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (36)$$

$$V = \sqrt{\frac{2Pd}{\rho}} \quad (37)$$

Calculando o  $\rho$

$$\rho = \frac{P_{atm}}{RT} \quad (38)$$

Onde:

$$R = 287,3 \text{ J/kg K}$$

$$P_{atm} = \rho g \Delta z \quad (38)$$

$$P_{atm} = 0,76 \text{ m} \times 13572 \text{ kg/m}^3 \times 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$P_{\text{atm}} = 101.187.4032 \text{ N/m}^2$$

$$T = 19 + 273 = 292 \text{ K}$$

Assim:

$$\rho = 1,206169 \text{ kg/m}^3$$

Utilizando o fator de correção do Túnel LAE1

$$k = 0,935$$

$$V = \sqrt{\frac{2kPd}{\rho}} \quad (40)$$

$$V = \sqrt{\frac{2 \times 0,935 \times 244,7595}{1,206169}} \quad V = 19,479895 \text{ m/s}$$

Ensaio de oscilação nas condições *wind-off* e *wind-on*, sendo que para *wind-on* o modelo foi ensaiado com as aletas dispostas a  $90^\circ$  e em (X). Foram feitos três ensaios em cada situação, observando-se a repetibilidade do ensaio adotou-se um dos valores para análise do decaimento.

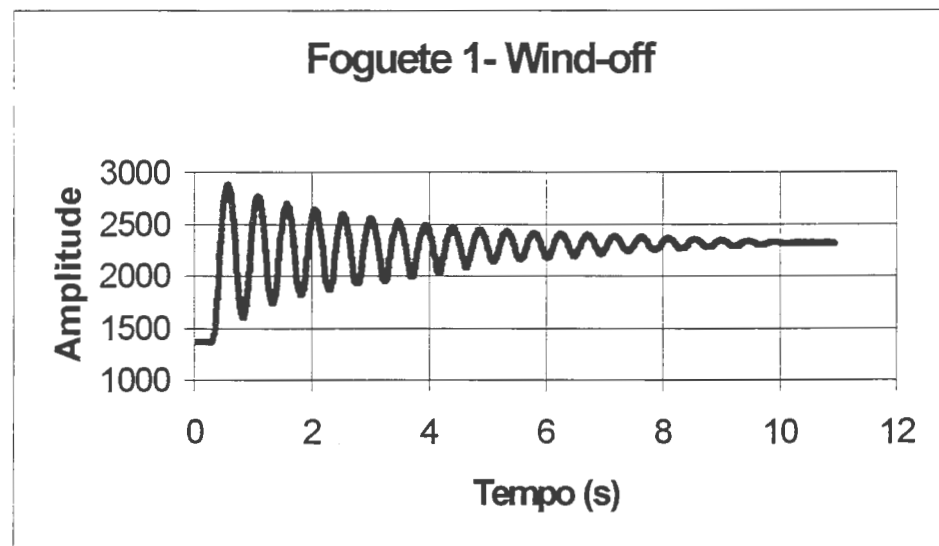
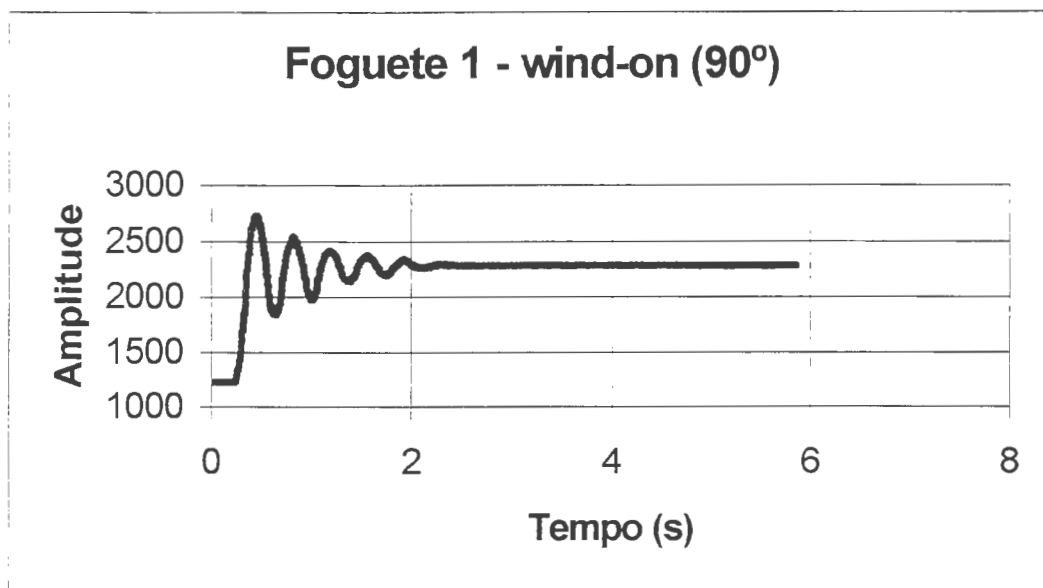
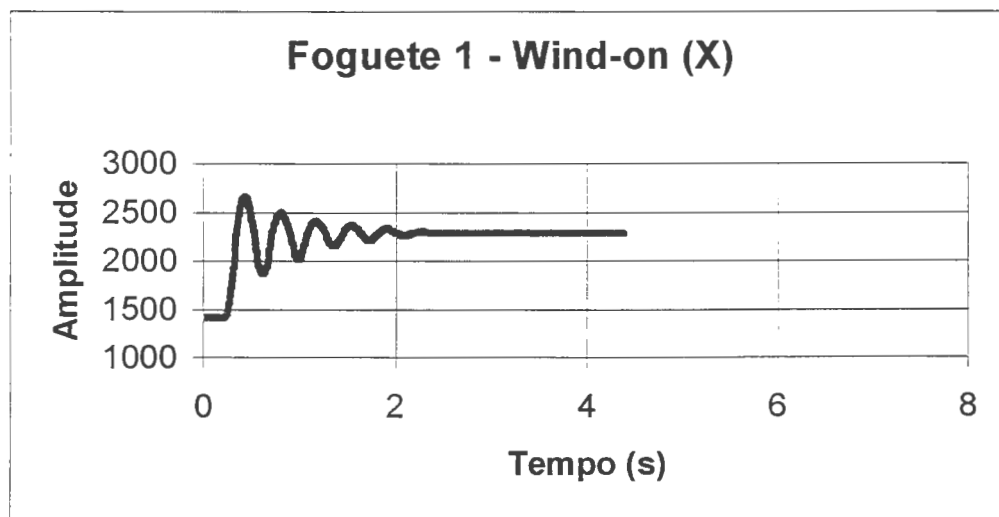


FIGURA 42 – Oscilação Foguete 1 *wind-off*

$$\text{Período } T = 0,3802 \text{ s}$$

FIGURA 43 – Oscilação Foguete 1 – *Wind-on* (90°)Período  $T = 0.3148$  sFIGURA 44 – Oscilação Foguete 1 – *Wind-on* (X)Período  $T = 0,3273$  s

Depois de plotado os gráficos das oscilações, um software em Qbasic (Ver Apêndice I), determina os pontos máximos de cada onda. com esta nova planilha plota-se o decaimento das oscilações em função do tempo e determina-se a média do logaritmo neperiano dos pontos máximos.

Cada ponto máximo pertence a um ciclo que inicia em 0 e varia de 0,5 em 0,5. Os pontos máximos são divididos pelo “input” inicial que é a primeira onda, onde se tem ( $F_{in}/F_{i0}$ ).

O tempo de cada ponto máximo é determinado através do software (ver Apêndice I). Este tempo corresponde ao número de passos do valor máximo, como cada passo equivale ao tempo de aquisição de dados do equipamento, que é 0,0024 segundos, para obter o valor do tempo, multiplica-se o passo do ponto máximo pela constante de tempo. Como foram executados três ensaios em cada situação, foram escolhidos os casos em que a velocidade não variasse na casa dos centésimos, para que o resultado do decaimento pudesse ser comparado dentro de cada situação.

TABELA 14 – Foguete 1 – *Wind-on* (90°)

n	Tempo (s)	$F_{in}/F_{i0}$	ln	
0	0,4536	1	0	
0,5	0,8136	0,94891	-0,05244	
1	1,188	0,926	-0,07688	
1,5	1,5552	0,899796	-0,10559	
2	1,9152	0,877999	-0,13011	
2,5	2,304	0,860759	-0,14994	
3	3,0696	0,854996	-0,15666	
3,5	3,8352	0,842999	-0,17079	
4	5,2056	0,836399	-0,17865	Média ln
		Soma ln	-1,02106	-0,11345



TABELA 15 – Foguete 1 – *Wind-on* (X)

n	Tempo (s)	Fin/Fi0	ln	
0	0,4296	1	0	
0,5	0,804	0,91994	-0,08345	
1	1,164	0,903904	-0,10103	
1,5	1,5312	0,89029	-0,11621	
2	1,8936	0,875503	-0,13296	
2,5	2,268	0,86174	-0,1488	
3	3,8688	0,852893	-0,15912	
3,5	4,3824	0,847733	-0,16519	Média ln
		Soma ln	-0,90676	-0,11334

TABELA 16 – Foguete 1 – *Wind-off*

n	Tempo (s)	Fin/Fi0	ln	
0	0,5568	1	0	
0,5	1,068	0,960472	-0,04033	
1	1,56	0,9362	-0,06593	
1,5	2,0376	0,915742	-0,08802	
2	2,5248	0,899792	-0,10559	
2,5	2,9976	0,886269	-0,12073	
3	3,456	0,878294	-0,12977	
3,5	3,9312	0,868505	-0,14098	
4	4,392	0,84749	-0,16548	
4,5	4,8504	0,840208	-0,17411	
5	5,3112	0,834313	-0,18115	
5,5	5,784	0,829072	-0,18745	Média ln
		Soma ln	-1,39954	-0,11663

### 3.9.2.1 MEMORIAL DE CÁLCULOS

#### *Wind-off*

$$\ln = -0,11663$$

$$\text{Período } T = 0,3802 \text{ s}$$

$$\mu = \frac{1}{T} \ln \left( \frac{\phi_{n-1}}{\phi_n} \right) \quad (32)$$

$$\mu = \frac{1}{0,3802} (-0,11663)$$

$$\mu_1 = -0,306760$$

#### *Wind-on 90°*

$$\ln = -0,11345$$

$$T = 0,3148 \text{ s}$$

$$\mu = \frac{1}{0,3148} (-0,11345)$$

$$\mu = -0,360388$$

$$N_r = 2c(\mu - \mu_1) \quad (04)$$

$$N_r = 2 \times 0,001101 (-0,360388 - (-0,306760))$$

$$N_r = -0,000118 \text{ kgm}^2/\text{s}$$

$$n_r = \frac{N_r}{0,5\rho V S b^2} \quad (33)$$

$$n_r = \frac{-0,000118}{0,5 \times 1,206169 \times 19,479895 \times 0,0156 \times (0,067)^2}$$

$$n_r = -0,143586$$

$$N_v = \frac{c}{V} \left[ 4\pi^2 \left( \frac{1}{T^2} - \frac{1}{T_1^2} + \mu^2 - \mu_1^2 \right) \right] \quad (06)$$

$$N_v = \frac{0,001101}{19,479895} \left[ 4\pi^2 \left( \frac{1}{(0,3148)^2} - \frac{1}{(0,3802)^2} + (-0,360388)^2 - (-0,306760)^2 \right) \right]$$

$$N_v = 0,007002 \text{ kgm}^2/\text{s}$$

$$n_v = \frac{N_v}{0,5\rho V S b^2} \quad (34)$$

$$n_v = \frac{0,007002}{0,5 \times 1,206169 \times 19,479895 \times 0,0156 \times (0,067)^2}$$

$$n_v = 8,511533$$

**Wind-on (X)**

Período = 0,3273 s

ln = -0,11334

$$\mu = \frac{1}{0,3273}(-0,11334)$$

$$\mu = -0,346288$$

$$N_r = 2 \times 0,001101(-0,346288 - (-0,306760))$$

$$N_r = -0,000087 \text{ kgm}^2/\text{s}$$

$$n_r = \frac{-0,000087}{0,5 \times 1,206169 \times 19,479895 \times 0,0156 \times (0,067)^2}$$

$$n_r = -0,105835$$

$$N_v = \frac{0,001101}{19,479895} \left[ 4\pi^2 \left( \frac{1}{0,3273^2} - \frac{1}{0,3802^2} + (-0,346288)^2 - (-0,306760)^2 \right) \right]$$

$$N_v = 0,005337 \text{ kgm}^2/\text{s}$$

$$n_v = \frac{0,005337}{0,5 \times 1,206169 \times 19,479895 \times 0,0156 \times (0,067)^2}$$

$$n_v = 6,487330$$

## 3.9.2.2 RESULTADOS FOGUETE 1

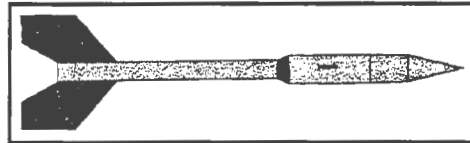
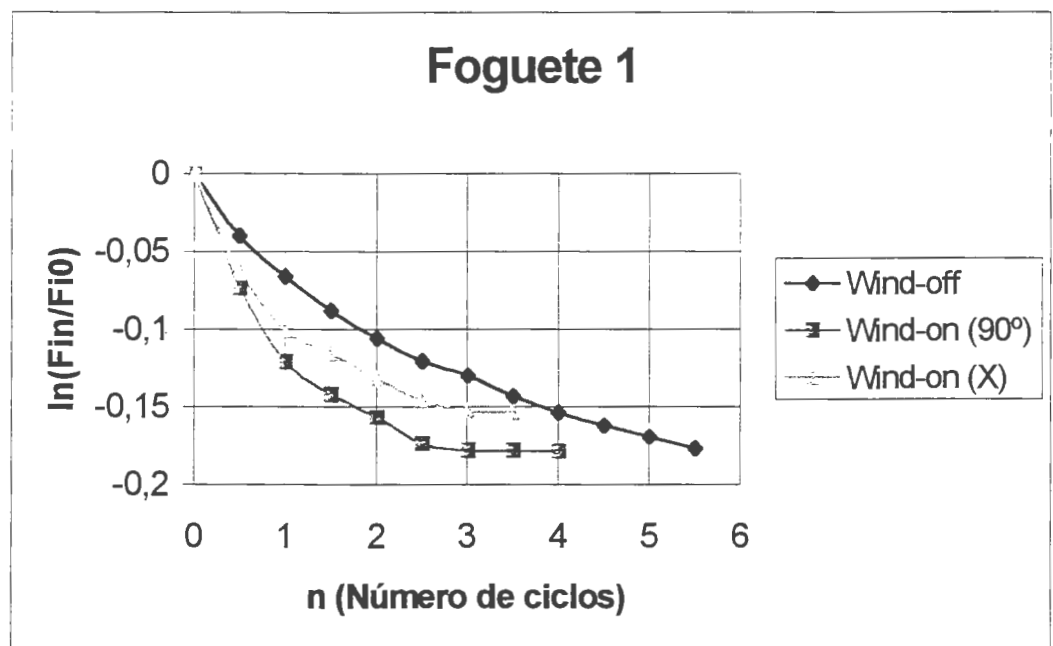


FIGURA 45 – Foguete número 1.

TABELA 17 – Resultados do foguete 1

	Período (s)	$\ln$	$\mu$	$N_r$ $\text{kgm}^2/\text{s}$	$n_r$	$N_v$ $\text{kgm}^2/\text{s}$	$n_v$
Wind off	0,3802	-0,11663	-0,306760	-	-	-	-
Wind on 90°	0,3148	-0,11345	-0,360388	-0,000118	-0,143586	0,007002	8,511533
Wind on (X)	0,3273	-0,11334	-0,346288	-0,000087	-0,105835	0,005337	6,487330

FIGURA 46 – Gráfico foguete 1 -  $\ln X n$

### 3.9.2.3 ANÁLISE DOS RESULTADOS FOGUETE 1

A razão de decaimento é menor quando o foguete oscila com as aletas em (X), assim em um modelo otimizado, que esteja estabilizado dinamicamente, deve ser considerado a área das aletas que apresentaram cone de estabilidade convergente oscilando em X, que é o pior caso. Com esta relação, analisando o foguete na condição de oscilação em X, pode-se diminuir a área das aletas do foguete analisado, mantendo o cone de estabilidade convergente e a condição de estabilidade dinâmica.

Quando o foguete sofre uma perturbação lateral ele pode oscilar tanto com as aletas a 90°, com as aletas em X e em infinitas posições que são intermediárias entre 90° e em X, entretanto o valor do decaimento estará entre o resultado obtido a 90° e em X, sendo a oscilação em X ainda o pior caso.

### 3.9.3 FOGUETE 2

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 2, utilizando um software em Qbasic (ver Apêndice I). Este programa calcula o valor da velocidade do fluxo através das leituras no Betz, termômetro e barômetro. Com o valor da velocidade do fluxo, calcula-se os decaimentos *wind-off*, *wind-on* a 90° e *wind-on* (X), além das derivadas  $n_v$  e  $n_r$ .

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,076 m Hg

Temperatura = 19 °C = 292 K;

Betz = 25,4 => 0,0254 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,206169 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19,635115 \text{ m/s}$

Massa da aleta =  $0,03567 \text{ kg}$

Área da aleta  $S = 0,0067 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,000956 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,067 \text{ m}$

### 3.9.3.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 2

O Software que calcula os pontos de máximo, determina também o valor médio do período das oscilações até o decaimento completo. Tem-se o período através do número de oscilações por um intervalo de tempo determinado pela velocidade de aquisição de dados, que no equipamento utilizado é 9600 BPS (bytes por segundo).

#### *Wind-off*

Período =  $0,4575 \text{ s}$

$\ln = -0,12834$

#### *Wind-on (90°)*

Período =  $0,3717 \text{ s}$

$\ln = -0,12502$

#### *Wind-on (X)*

Período =  $0,3819 \text{ s}$

$\ln = -0,11706$

## 3.9.3.2 RESULTADOS FOGUETE 2

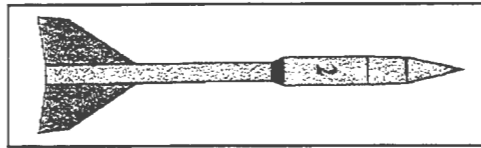


FIGURA 47 – Foguete número 2.

TABELA 18 – Resultados do foguete 2

	Periodo (s)	ln	$\mu$	$N_r$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_r$	$N_v$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_v$
Wind off	0,4575	-0,12834	-0,280525	-	-	-	-
Wind on 90°	0,3717	-0,12502	-0,336347	-0,000107	-0,149833	0,004663	6,545701
Wind on (X)	0,3819	-0,11706	-0,306520	-0,000050	-0,069775	0,003966	5,568108

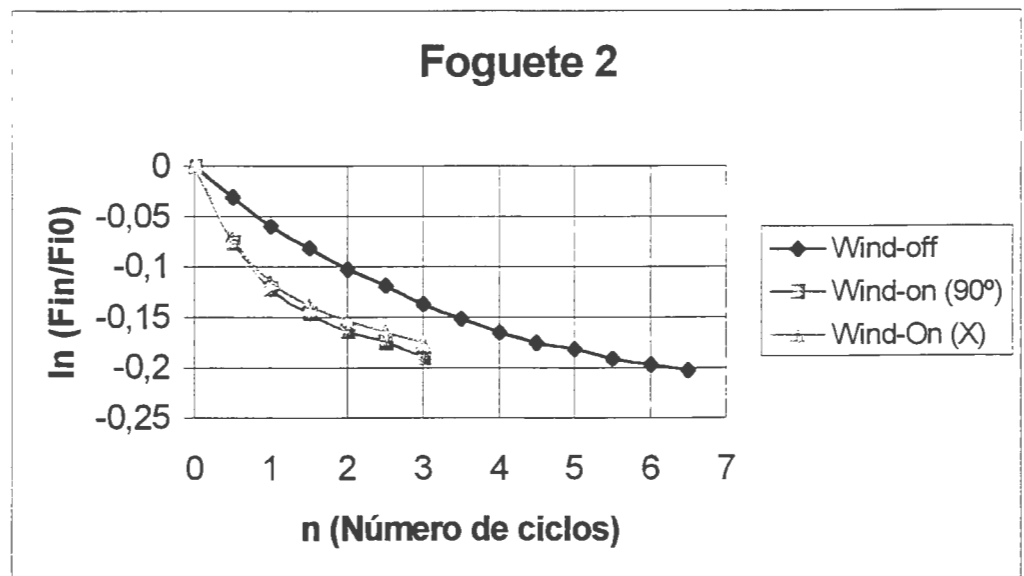


FIGURA 48 – Gráfico foguete 2 ln X n



### 3.9.4 FOGUETE 3

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 3.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 19 °C = 292 K

Betz = 25.1 = 0,0251 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,206169 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19.518816 \text{ m/s}$

Massa da aleta = 0,0274 kg

Área da aleta  $S = 0,0049 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,000537 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,050 \text{ m}$

#### 3.9.4.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 3

##### *Wind-off*

Período = 0,4642 s

$\ln = - 0,12751$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,3571 s

$\ln = - 0,11087$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,3689 s

$\ln = - 0,11142$

## 3.9.4.2 RESULTADOS FOGUETE 3

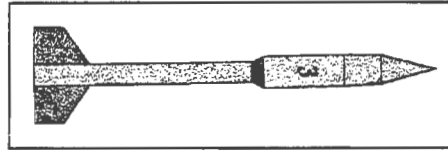
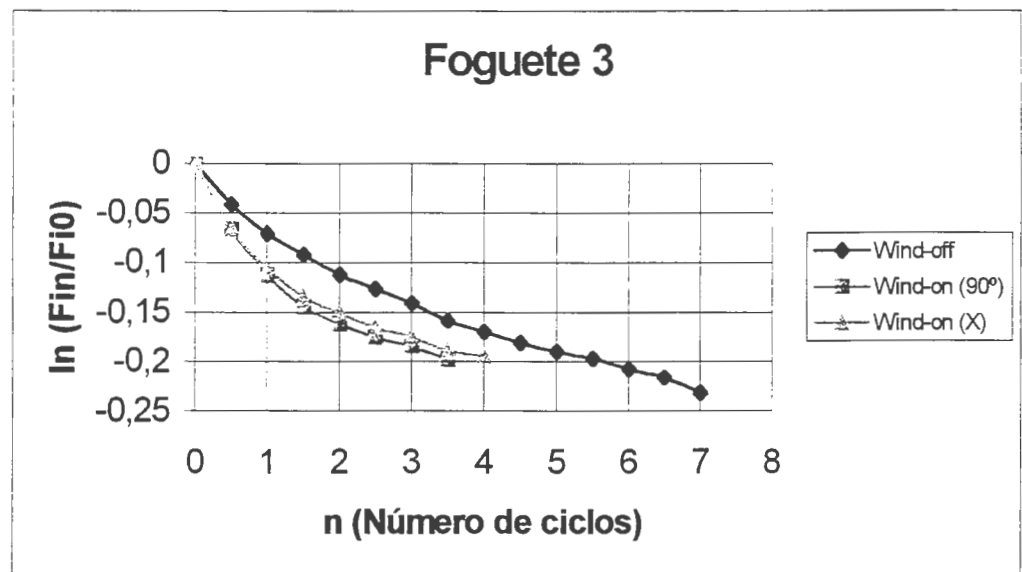


FIGURA 49 – Foguete número 3.

TABELA 19 – Resultados do foguete 3

	Periodo (s)	ln	$\mu$	$N_r$ $\text{kgm}^2/\text{s}$	$n_r$	$N_v$ $\text{kgm}^2/\text{s}$	$n_v$
Wind off	0,4642	-0,11751	-0,274688	-	-	-	-
Wind on 90°	0,3571	-0,11087	-0,310473	-0,000038	-0,133275	0,003454	11,977503
Wind on (X)	0,3689	-0,11142	-0,302033	-0,000029	-0,101841	0,002924	10,137729

FIGURA 50 – Gráfico foguete 3  $\ln X n$

### 3.9.5 FOGUETE 4

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 4.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 19 °C = 292 K

Betz = 25,3 => 0,0253 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,206169 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19,596426 \text{ m/s}$

Massa das aletas = 0,03133 kg

Área das aletas  $S = 0,0057\text{m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,000714 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,066 \text{ m}$

#### 3.9.5.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 4

##### *Wind-off*

Período = 0,4515 s

$\ln = - 0,12498$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,3928 s

$\ln = - 0,12797$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,4019 s

$\ln = - 0,12754$

## 3.9.5.2 RESULTADOS FOGUETE 4



FIGURA 51 – Foguete número 4.

TABELA 20 – Resultados do foguete 4

	Período (s)	ln	$\mu$	$N_r$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_r$	$N_v$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_v$
Wind off	0,4515	-0,12498	-0,276811	-	-	-	-
Wind on 90°	0,3928	-0,12797	-0,325789	-0,000070	-0,119229	0,002225	3,791360
Wind on (X)	0,4019	-0,12754	-0,317343	-0,000058	-0,098668	0,001815	3,093146

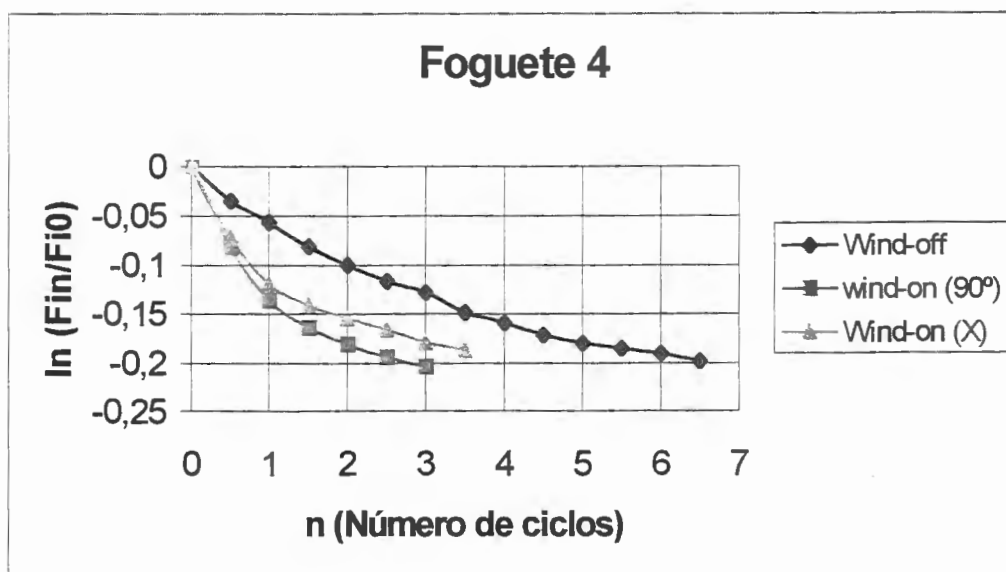


FIGURA 52 – Gráfico foguete 4 ln X n

### 3.9.6 FOGUETE 5

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 5.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 20 ° C = 293 K

Betz = 25,8 => 0,0258 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,202052 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19,822975 \text{ m/s}$

Massa das aletas = 0,0274 kg

Área das aletas  $S = 0,0049 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,000537 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,050 \text{ m}$

#### 3.9.6.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 5

##### *Wind-off*

Período = 0,5449 s

$\ln = -0,11199$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,4671 s

$\ln = -0,12573$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,4701 s

$\ln = -0,11713$

## 3.9.6.2 RESULTADOS FOGUETE 5

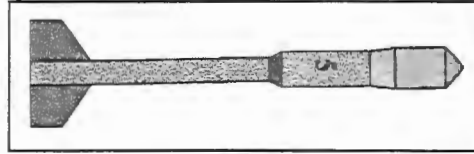


FIGURA 53 – Foguete número 5.

TABELA 21 – Resultados do foguete 5

	Período (s)	ln	$\mu$	$N_r$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_r$	$N_v$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_v$
Wind off	0,5449	-0,11199	-0,205524	-	-	-	-
Wind on 90°	0,4671	-0,12573	-0,269171	-0,000068	-0,234202	0,001268	4,342536
Wind on (X)	0,4701	-0,11713	-0,249160	-0,000047	-0,160565	0,001216	4,166883

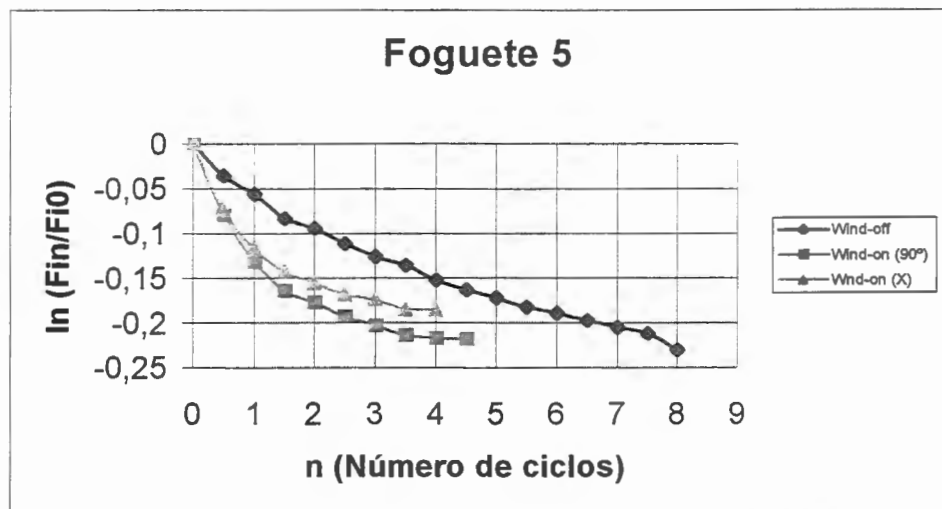


FIGURA 54 – Gráfico foguete 5 ln X n

### 3.9.7 FOGUETE 6

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 6.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 20 ° C = 293 K

Betz = 25,6 => 0,0256 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,202052 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19,745991 \text{ m/s}$

Massa das aletas = 0,03567 kg

Área das aletas  $S = 0,0067 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,000956 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,067 \text{ m}$

#### 3.9.7.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 6

##### *Wind-off*

Período = 0,5752 s

$\ln = - 0,13217$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,4826 s

$\ln = - 0,13940$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,4907 s

$\ln = - 0,13382$

3.9.7.2 RESULTADOS FOGUETE 6

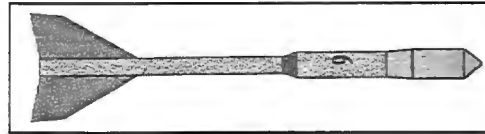


FIGURA 55 – Foguete número 6.

TABELA 22 – Resultados do foguete 6

	Período (s)	ln	$\mu$	$N_r$ $\text{kgm}^2/\text{s}$	$n_r$	$N_v$ $\text{kgm}^2/\text{s}$	$n_v$
Wind off	0,5752	-0,13217	-0,229781	-	-	-	-
Wind on 90°	0,4826	-0,13940	-0,288852	-0,000113	-0,158204	0,002371	3,321232
Wind on (X)	0,4907	-0,13382	-0,272712	-0,000082	-0,114979	0,002120	2,969126

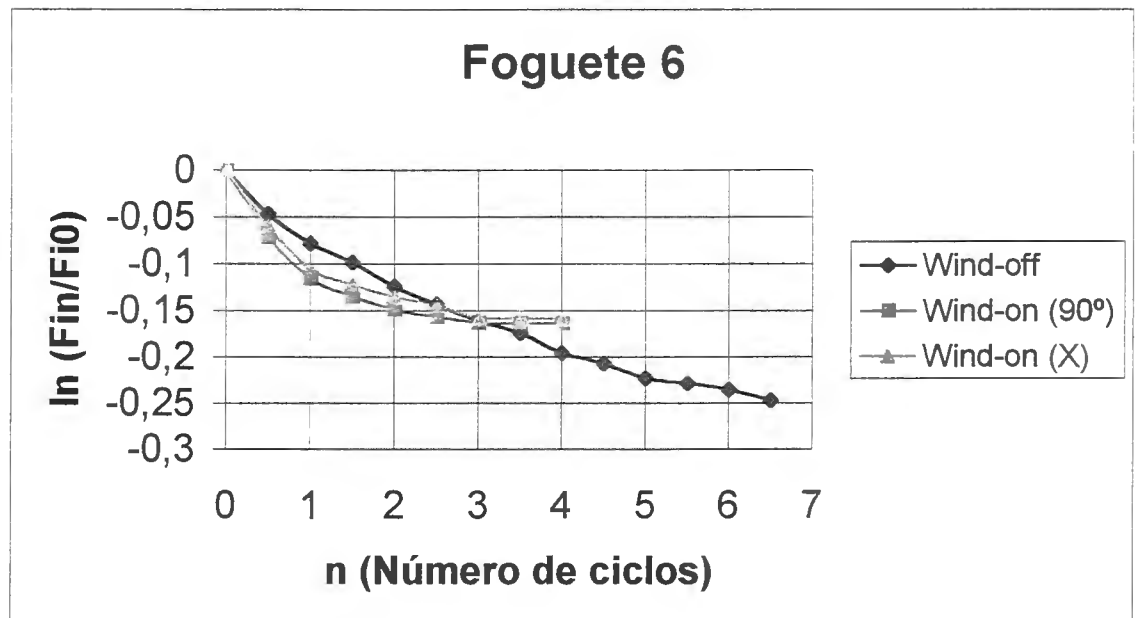


FIGURA 56 – Gráfico foguete 6 ln X n



### 3.9.8 FOGUETE 7

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 7.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 20 ° C = 293 K

Betz = 25,7 => 0,0257 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,202052 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19,784519 \text{ m/s}$

Massa das aletas = 0,0353 kg

Área das aletas  $S = 0,0078 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,001101 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,067 \text{ m}$

#### 3.9.8.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 5

##### *Wind-off*

Período = 0,5203 s

$\ln = - 0,12345$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,4396 s

$\ln = - 0,12912$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,4414 s

$\ln = - 0,12519$

## 3.9.8.2 RESULTADOS FOGUETE 7



FIGURA 57 – Foguete número 7.

TABELA 23 – Resultados do foguete 7

	Periodo (s)	ln	$\mu$	$N_r$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_r$	$N_v$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_v$
Wind off	0,5203	-0,12345	-0,237267	-	-	-	-
Wind on 90°	0,4396	-0,12912	-0,293722	-0,000124	-0,149336	0,003188	3,828818
Wind on (X)	0,4414	-0,12519	-0,283620	-0,000102	-0,122616	0,003109	3,733052

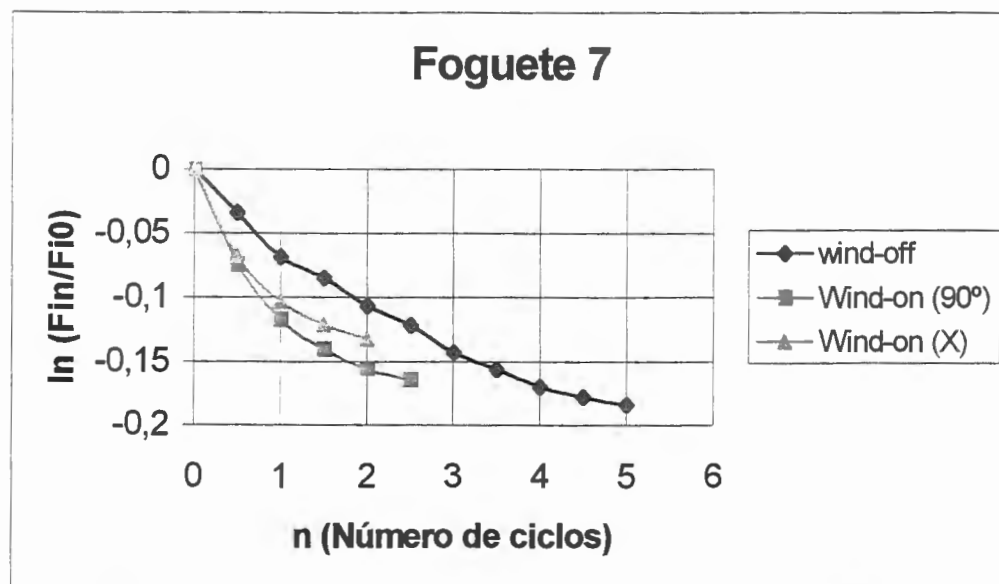


FIGURA 58 – Gráfico foguete 7 ln X n

### 3.9.9 FOGUETE 8

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 8.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 20 ° C = 293 K

Betz = 25,4 => 0,0254 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,202052 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19.668707 \text{ m/s}$

Massa das aletas = 0,03133 kg

Área das aletas  $S = 0,0057 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,000714 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,066 \text{ m}$

#### 3.9.9.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 8

##### *Wind-off*

Período = 0,5728 s

$\ln = - 0,12792$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,4676 s

$\ln = - 0,12547$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,4764 s

$\ln = - 0,12142$

## 3.9.9.2 RESULTADOS FOGUETE 8

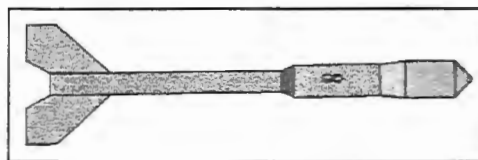


FIGURA 59 – Foguete número 8.

TABELA 24 – Resultados do foguete 8

	Periodo (s)	ln	$\mu$	$N_r$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_r$	$N_v$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_v$
Wind off	0,5728	-0,12792	-0,223324	-	-	-	-
Wind on 90°	0,4676	-0,12547	-0,268328	-0,000064	-0,109524	0,002156	3,672265
Wind on (X)	0,4764	-0,12142	-0,254870	-0,000045	-0,076772	0,001926	3,280597

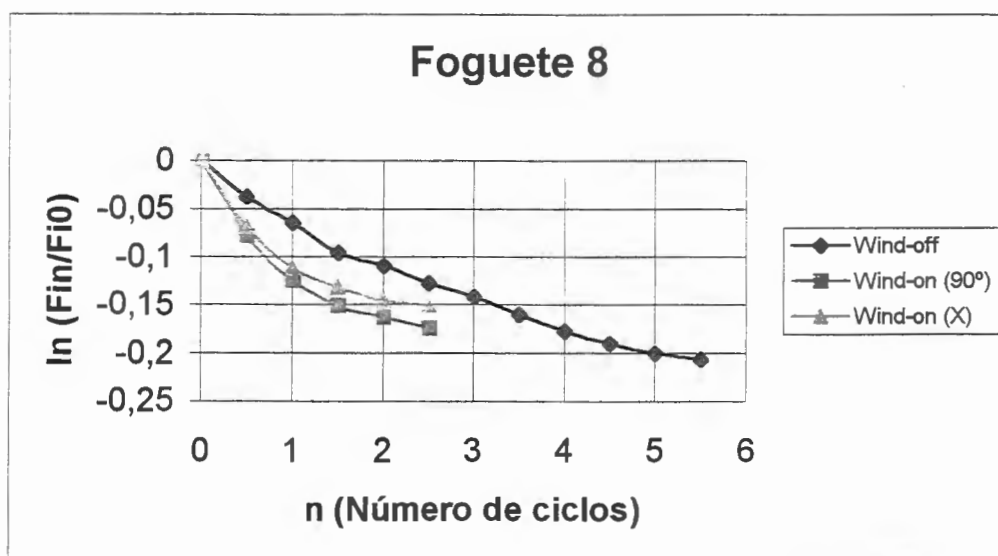


FIGURA 60 – Gráfico foguete 8 ln X n

### 3.9.10 FOGUETE 9

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 9.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 21 ° C = 294 K

Betz = 25,7 => 0,0257 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,197963 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19,818253 \text{ m/s}$

Massa das aletas = 0,0353 kg

Área das aletas  $S = 0,0078 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,001101 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,067 \text{ m}$

#### 3.9.10.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 9

##### *Wind-off*

Período = 0,4098 s

$\ln = - 0,1405$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,3164 s

$\ln = - 0,14485$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,3278 s

$\ln = - 0,13462$

## 3.9.10.2 RESULTADOS FOGUETE 9

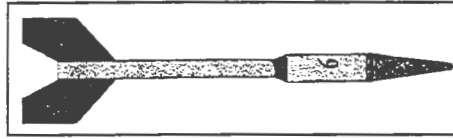


FIGURA 61 – Foguete número 9.

TABELA 25 – Resultados do foguete 9

	Período (s)	ln	$\mu$	$N_r$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_r$	$N_v$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_v$
Wind off	0,4098	-0,1405	-0,342850	-	-	-	-
Wind on 90°	0,3164	-0,14485	-0,457807	-0,000253	-0,304607	0,008649	10,404815
Wind on (X)	0,3278	-0,13462	-0,410677	-0,000149	-0,179725	0,007241	8,711042

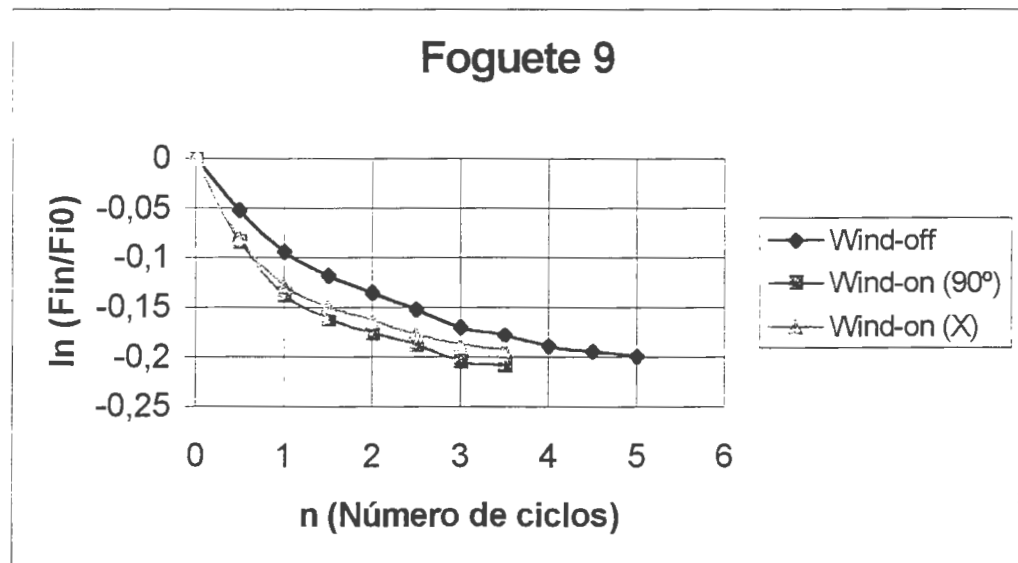


FIGURA 62 – Gráfico foguete 9 ln X n

### 3.9.11 FOGUETE 10

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 10.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 21 ° C = 294 K

Betz = 25.3 => 0,0253 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,197963 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19.663422 \text{ m/s}$

Massa das aletas = 0,03133 kg

Área das aletas  $S = 0,0057 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,000714 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,066 \text{ m}$

#### 3.9.11.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 10

##### *Wind-off*

Período = 0,3920 s

$\ln = - 0,12140$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,3165 s

$\ln = - 0,12403$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,3215 s

$\ln = - 0,12323$

## 3.9.11.2 RESULTADOS FOGUETE 10

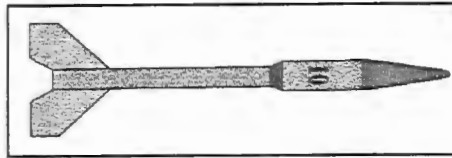


FIGURA 63 – Foguete número 10.

TABELA 26 – Resultados do foguete 10

	Período (s)	$\ln$	$\mu$	$N_r$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_r$	$N_v$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_v$
Wind off	0,3920	-0,12140	-0,309694	-	-	-	-
Wind on 90°	0,3165	-0,12403	-0,391880	-0,000117	-0,200751	0,004901	8,379755
Wind on (X)	0,3215	-0,12323	-0,383297	-0,000105	-0,179786	0,004469	7,640610

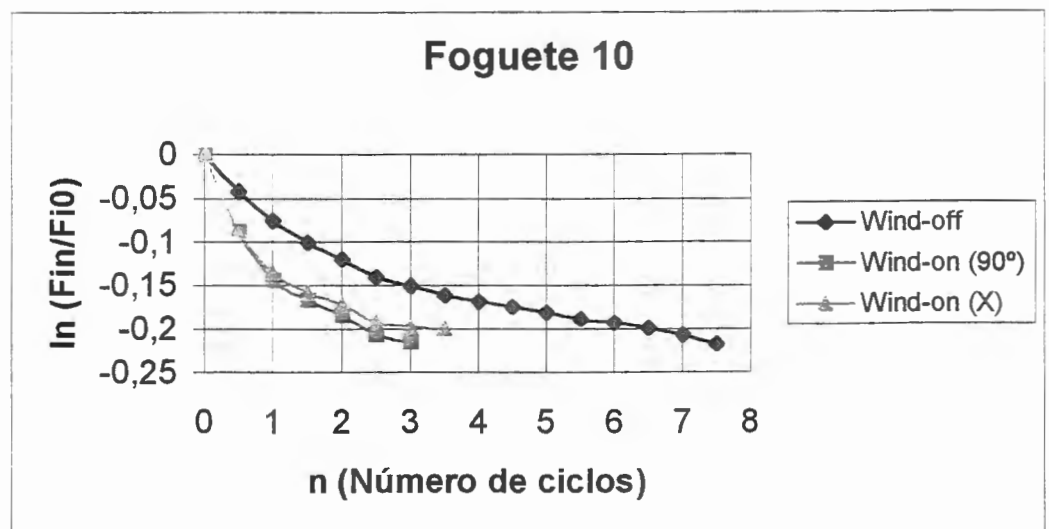


FIGURA 64 – Gráfico foguete 10 ln X n



### 3.9.12 FOGUETE 11

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 11.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 21 ° C = 294 K

Betz = 25,7 => 0,0257 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,197963 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19,818253 \text{ m/s}$

Massa das aletas = 0,03567 kg

Área das aletas  $S = 0,0067 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,000956 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,067 \text{ m}$

#### 3.9.12.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 11

##### *Wind-off*

Período = 0,3921 s

$\ln = - 0,12362$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,3013 s

$\ln = - 0,12521$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,3141 s

$\ln = - 0,12408$

## 3.9.12.2 RESULTADOS FOGUETE 11

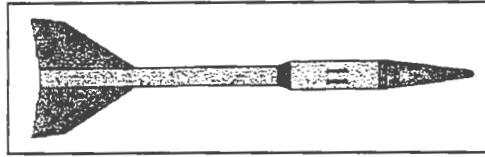


FIGURA 65 – Foguete número 11

TABELA 27 – Resultados do foguete 11

	Período (s)	ln	$\mu$	$N_r$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_r$	$N_v$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_v$
Wind off	0,3921	-0,12362	-0,315277	-	-	-	-
Wind on 90°	0,3013	-0,12521	-0,415566	-0,000192	-0,268527	0,008451	11,834842
Wind on (X)	0,3141	-0,12408	-0,395033	-0,000152	-0,213551	0,006808	9,533743

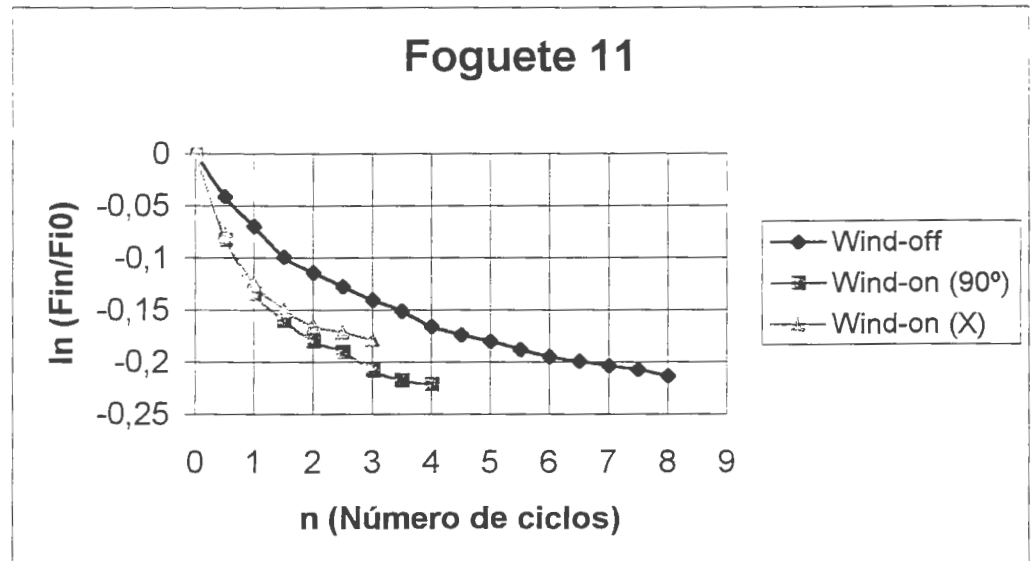


FIGURA 66 – Gráfico foguete 11 ln X n

### 3.9.13 FOGUETE 12

Seguindo o mesmo procedimento utilizado no foguete 1, calculou-se os valores de  $N_v$  e  $N_r$  para o foguete 12.

Condições do Ensaio:

Pressão atmosférica = 760 mm Hg = 0,76 m Hg

Temperatura = 21 ° C = 294 K

Betz = 25,4 => 0,0254 m H<sub>2</sub>O

$\rho = 1,197963 \text{ kg/m}^3$

Velocidade do Fluxo  $V = 19,702244 \text{ m/s}$

Massa das aletas = 0,0274 kg

Área das aletas  $S = 0,0049 \text{ m}^2$

Momento de Inércia  $c = 0,000537 \text{ kg/m}^2$

Envergadura da aleta  $b = 0,050 \text{ m}$

#### 3.9.13.1 DADOS EXPERIMENTAIS FOGUETE 12

##### *Wind-off*

Período = 0,3918 s

$\ln = - 0,12071$

##### *Wind-on (90°)*

Período = 0,3274 s

$\ln = - 0,12029$

##### *Wind-on (X)*

Período = 0,3423 s

$\ln = - 0,12050$

## 3.9.13.2 RESULTADOS FOGUETE 12

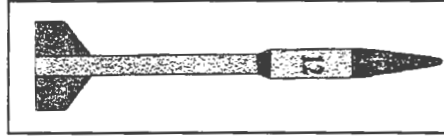


FIGURA 67 – Foguete número 12

TABELA 28 – Resultados do foguete 12

	Período (s)	ln	$\mu$	$N_r$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_r$	$N_v$ kgm <sup>2</sup> /s	$n_v$
Wind off	0,3918	-0,12071	-0,308091	-	-	-	-
Wind on 90°	0,3274	-0,12029	-0,367410	-0,000064	-0,220361	0,002986	10,327087
Wind on (X)	0,3423	-0,12050	-0,352030	-0,000047	-0,163229	0,002143	7,411272

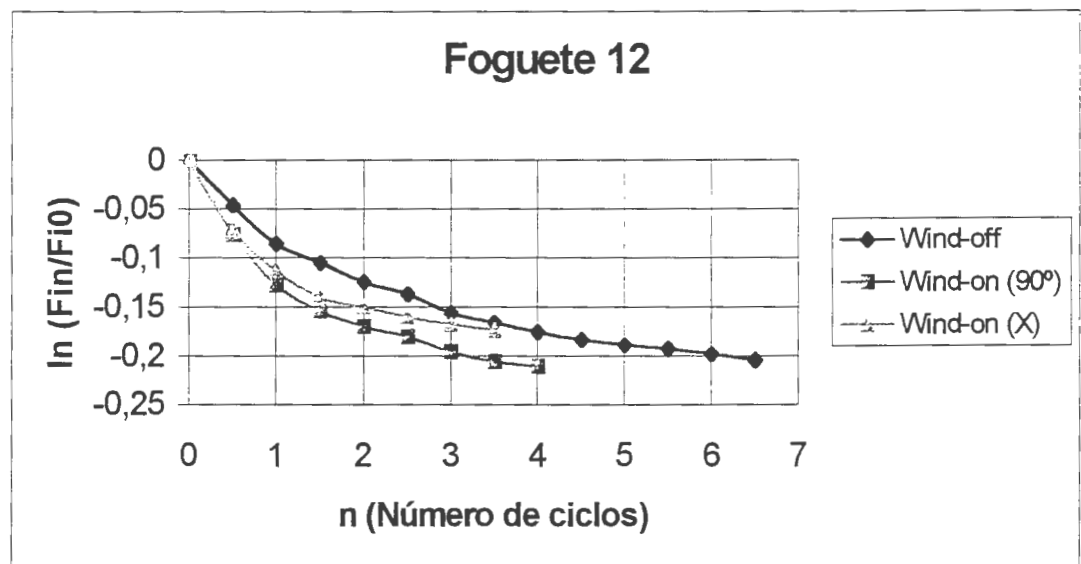


FIGURA 68 – Gráfico foguete 12 ln X n

### 3.10 RAZÃO DE DECAIMENTO DOS MODELOS ANALISADOS

Na tabela 24 tem-se os valores da razão de decaimento, nas situações *Wind-off*, *wind-on* com aletas a 90° e *wind-on* com aletas em X.

O Foguete número 9 apresentou a maior razão de decréscimo das oscilações, neste modelo tem-se a maior área das aletas e o menor momento de inércia relativo à ogiva.

O foguete número 5 apresentou a menor razão de decréscimo das oscilações, neste modelo tem-se a menor área das aletas e o maior momento de inércia relativo à ogiva. Mesmo com a menor razão de decréscimo, o modelo 5 apresentou cone de estabilidade convergente tanto com as aletas a 90° como em X.

TABELA 29 – Razão de decaimento dos modelos

Modelo	<i>wind-off</i>	<i>wind-on</i> 90	<i>wind-on</i> X
1	-0,30676	-0,360388	-0,34629
2	-0,280525	-0,336347	-0,30652
3	-0,274688	-0,310473	-0,30203
4	-0,276811	-0,325789	-0,31734
5	-0,205524	-0,269171	-0,24916
6	-0,229781	-0,288852	-0,27271
7	-0,237267	-0,293722	-0,28362
8	-0,223324	-0,268328	-0,25487
9	-0,34285	-0,457807	-0,41068
10	-0,309694	-0,39188	-0,3833
11	-0,315277	-0,415566	-0,39503
12	-0,308091	-0,36741	-0,35203

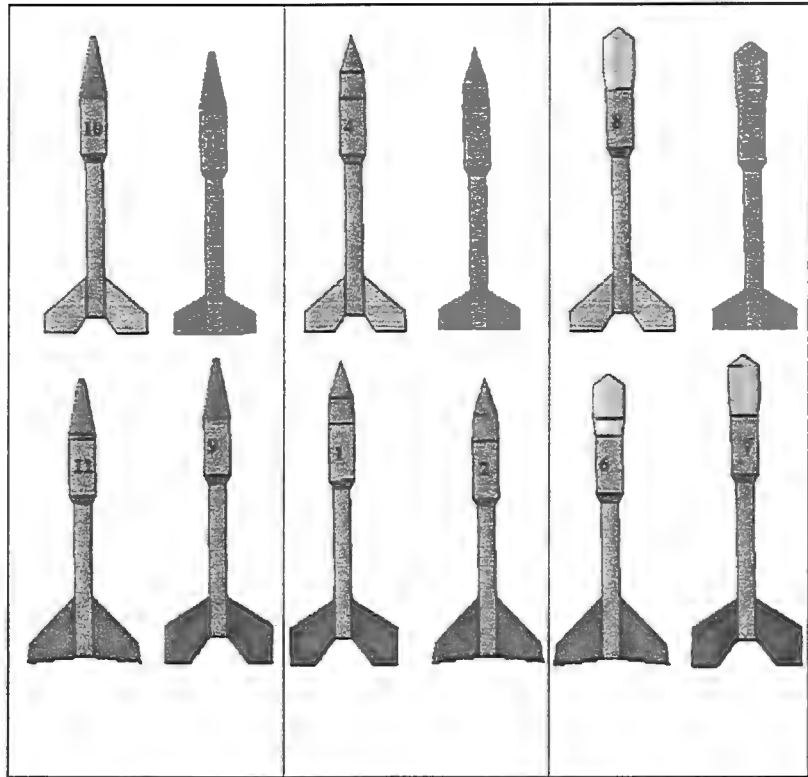


FIGURA 69 – Modelos de foguetes ensaiados.

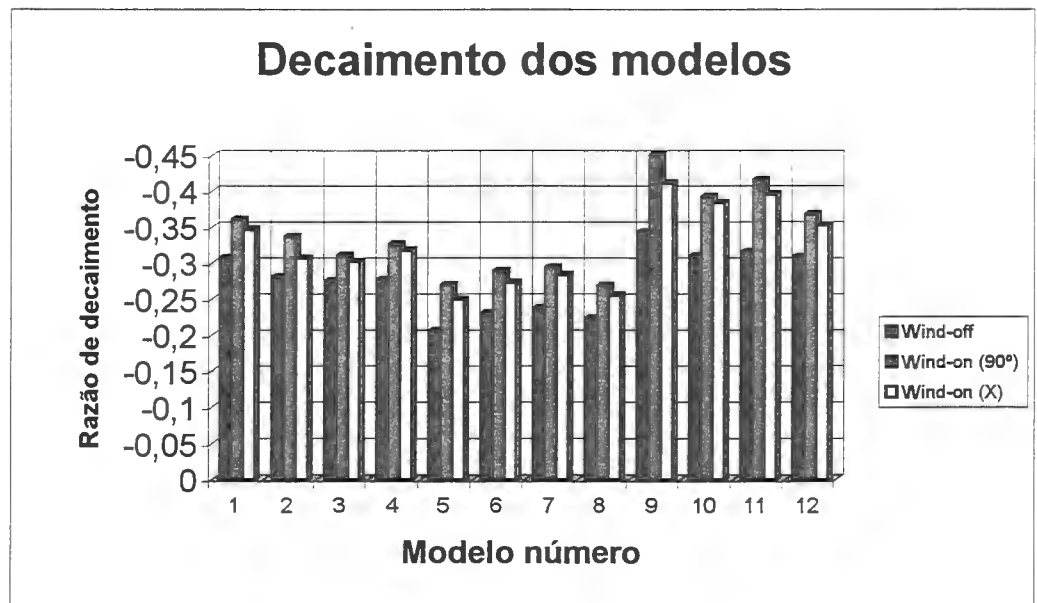


FIGURA 70 – Gráfico razão de decaimento.

### 3.10.1 ANÁLISE DOS RESULTADOS DE DECAIMENTO

O modelo que apresentou a melhor razão de decaimento foi o número 9. Este modelo tem a aleta de maior área e o menor momento de inércia, em função da ogiva cônica que tem a menor massa.

Além dos fatores aerodinâmicos que determinam a estabilidade lateral, o momento de inércia é fator importante para o decréscimo das oscilações, os modelos com maior massa, seja na ogiva ou aletas, portanto deslocado do CG, apresentaram maiores período de oscilação e conseqüentemente menor valor de decaimento. Nos modelos com maior massa deslocada, número 5, 6, 7 e 8, apesar de estarem dinamicamente estabilizados, o tempo de resposta a uma perturbação lateral, é maior em relação aos modelos com menor massa na ogiva, principalmente os modelos número 9, 10, 11 e 12.

Outro fator desestabilizante é a sustentação gerada por ângulo de ataque nas ogivas, esta força é contrária à sustentação gerada nas aletas.

Todos os modelos apresentaram cone de estabilidade convergente, assim conclui-se que os modelos analisados estão dinamicamente estabilizados.

### 3.11 RESULTADO DE $N_r$ (derivada de amortecimento em guinada)

O valor de  $N_r$  depende do momento de inércia de área das aletas e da diferença da razão de decaimento *wind-off* e *wind-on*. Formalmente  $N_r$  é definido como derivada do momento de guinada em relação à velocidade angular de guinada, ou, de forma compacta (por tratar-se de um parâmetro importante em dinâmica de vôo), “derivada de amortecimento em guinada.

TABELA 30 – valores de Nr

Modelo Número	<i>wind-on</i> 90°	<i>wind-on</i> X
1	-0,0001	-8,7E-05
2	-0,0001	-0,00005
3	-4E-05	-2,9E-05
4	-7E-05	-5,8E-05
5	-7E-05	-4,7E-05
6	-0,0001	-8,2E-05
7	-0,0001	-0,0001
8	-6E-05	-4,5E-05
9	-0,0003	-0,00015
10	-0,0001	-0,00011
11	-0,0002	-0,00015
12	-6E-05	-4,7E-05

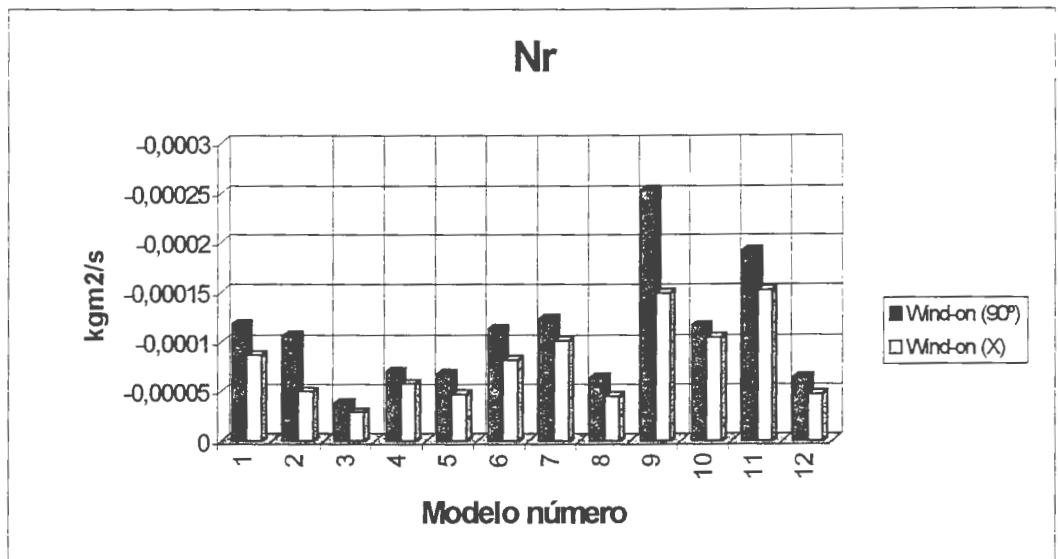


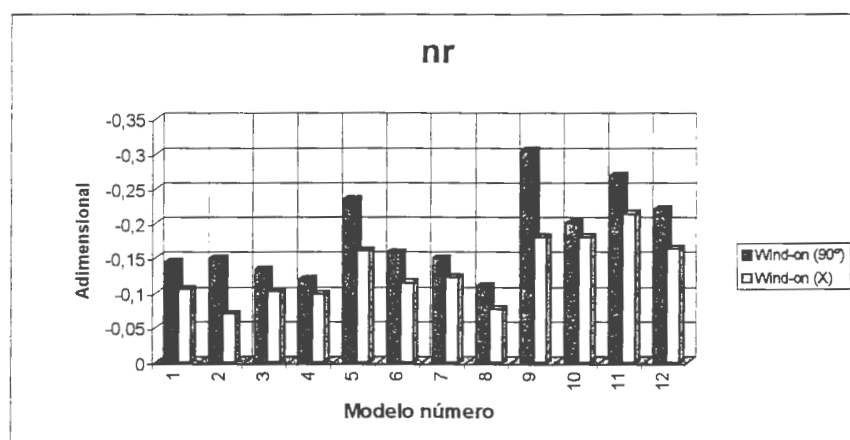
FIGURA 71 – Gráfico Nr



A derivada  $n_r$  representa a mudança no momento de rolamento devido à velocidade angular de guinada e produz o amortecimento em guinada. O valor de  $n_r$  é normalmente negativo e surge devido ao efeito de estabilização das aletas.

TABELA 31 – valores de  $n_r$ 

Modelo	<i>wind-on</i> 90°	<i>wind-on</i> X
1	-0,1436	-0,10584
2	-0,1498	-0,06978
3	-0,1333	-0,10184
4	-0,1192	-0,09867
5	-0,2342	-0,16057
6	-0,1582	-0,11498
7	-0,1493	-0,12262
8	-0,1095	-0,07677
9	-0,3046	-0,17973
10	-0,2008	-0,17979
11	-0,2685	-0,21355
12	-0,2204	-0,16323

FIGURA 72 – Gráfico  $n_r$

### 3.11.1 ANÁLISE DOS RESULTADOS DE $N_r$ E $n_r$

O modelo número 9 apresenta a maior diferença entre os decaimentos *wind-off* e *wind-on*, conseqüentemente tem-se o maior valor para  $N_r$ .

O modelo número 3, com ogiva parabólica que apresenta sustentação devido ao ângulo de ataque, (ver item 3.14 deste capítulo, experimento de visualização), apresentou o menores valores de  $N_r$ , tanto com aletas a  $90^\circ$  quanto em X, portanto menor amortecimento em guinada.

A principal diferença entre os resultados de  $N_r$  são devido ao incremento inicial dado aos modelos para que acontecesse as oscilações, assim os foguetes cuja amplitude de oscilação são maiores, apresentaram período de oscilação maior e conseqüentemente maiores valores de  $N_r$ .

Os valores de  $n_r$  dependem dos procedimentos de cálculo para se determinar os valores  $N_r$ , o modelo número 9 com maior valor de  $N_r$  e com maior área e envergadura das aletas apresenta também maior valor de  $n_r$  e portanto maior amortecimento em guinada.

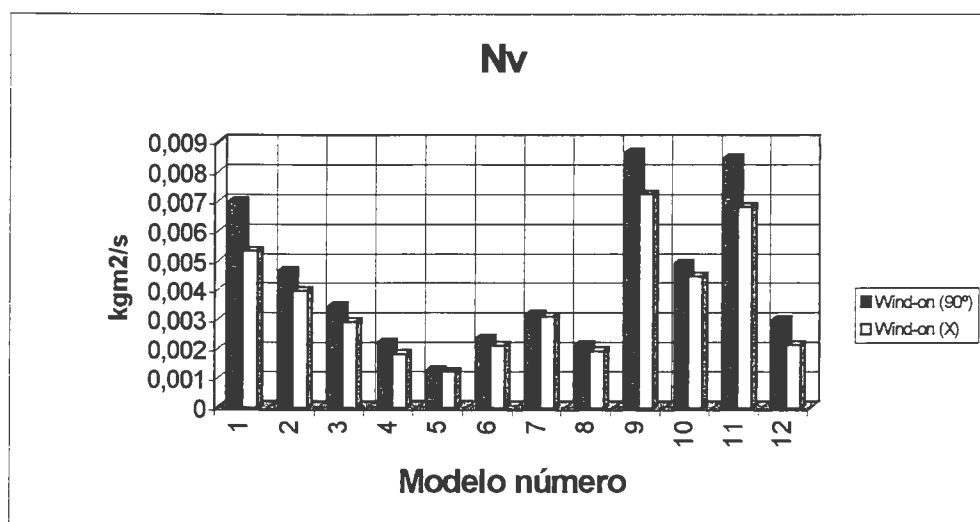
### 3.12 RESULTADO DE $N_v$ (derivada de estabilidade direcional)

Os valores de  $N_v$  estão relacionados com a diferença entre o período *wind-off* e *wind-on*, com o inverso da velocidade de fluxo e com momento de inércia de aérea.

O termo para  $N_v$  é derivada de estabilidade direcional ou derivada do momento de guinada em relação à velocidade lateral.

TABELA 32 – valores de  $N_v$ 

Modelo	<i>wind-on</i> 90°	<i>wind-on</i> X
1	0,007	0,005337
2	0,00466	0,003966
3	0,00345	0,002924
4	0,00223	0,001815
5	0,00127	0,001216
6	0,00237	0,00212
7	0,00319	0,003109
8	0,00216	0,001926
9	0,00865	0,007241
10	0,0049	0,004469
11	0,00845	0,006808
12	0,00299	0,002143

FIGURA 73 – Gráfico de  $N_v$

O valor de  $n_v$  está relacionado com o inverso da área e a envergadura das aletas, esta derivada representa a mudança no momento de guinada devido a velocidade lateral (ou escorregamento lateral). Esta derivada faz com que o foguete vire na direção do escoamento de ar quando o seu valor for positivo e, é gerada principalmente pelas aletas alinhadas com o fluxo de ar.

TABELA 33 – valores de  $n_v$

Modelo	<i>wind-on</i> 90	<i>wind-on</i> X
1	8,51153	6,48733
2	6,5457	5,568108
3	11,9775	10,13773
4	3,79136	3,093146
5	4,34254	4,166883
6	3,32123	2,969126
7	3,82882	3,733052
8	3,67227	3,280597
9	10,4048	8,711042
10	8,37976	7,64061
11	11,8348	9,533743
12	10,3271	7,411272

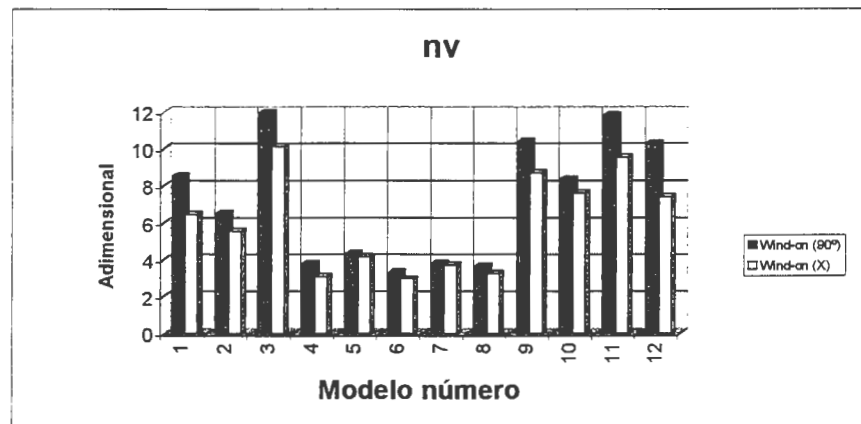


FIGURA 74 – Gráfico  $n_v$

### 3.12.1 ANÁLISE DOS RESULTADOS DE $N_v$ E $n_v$

Os resultados de  $N_v$ , dependem da diferença dos períodos *wind-off* e *wind-on*, da diferença da razão de decaimento *wind-off* e *wind-on*, do inverso da velocidade e do momento de inércia de aérea, valores de  $N_v$  dos modelos 9 e 11, foram maiores devido à maior diferença entre a razão de decaimento e período.

Os valores de  $n_v$  dependem do procedimento de cálculo para determinação de  $N_v$ , com o inverso da área e envergadura das aletas e o inverso da velocidade do fluxo.

## 3.13 COEFICIENTE DE ARRASTO DOS MODELOS

Com objetivo de analisar as forças de arrasto dos modelos, verificando os modelos com menor arrasto por área, realizou-se o experimento utilizando uma balança aerodinâmica. Os modelos foram ensaiados com ângulo de ataque zero. A velocidade do fluxo ficou entre 19 e 24 m/s.

### 3.13.1 BALANÇA AERODINÂMICA

Para determinação dos valores da força aerodinâmica de arrasto, utilizou-se uma balança, cuja peça principal é um eixo extensiométrico. Originalmente desenvolvido por PASTORE (1990) como balança extensiométrica do tipo ferrão “sting”, os entalhes do eixo extensométrico foram redimensionados, de modo à permitir que pequenas forças gerassem deformações suficientes para tracionar ou comprimir os extensômetros. Os ensaios foram realizados no túnel de vento LAE-1, de circuito aberto.



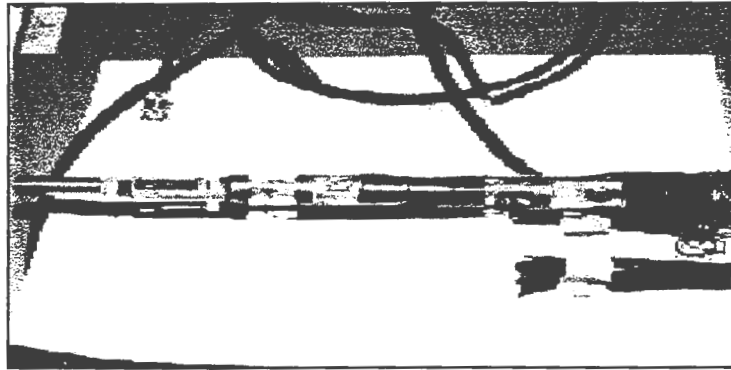


FIGURA 75 – Balança aerodinâmica

Cada seção possui dois extensômetros colados, um em cada face da seção. Esta disposição garante que, quando um está sendo tracionado, o outro estará sendo comprimido. Este par de extensômetros, junto com o equipamento para leitura, formam uma ponte de “Wheatstone”, que dotada de um multímetro em seu circuito, registra a variação da tensão elétrica em mV.

Cada par de seções, recebe as variações de momento, devido a aplicação de uma força perpendicular ao plano destas, na extremidade do eixo. Portanto, pode-se relacionar a leitura na ponte de “Wheatstone” com o momento que está sujeita a seção em questão.

Para determinar o valor da força, independente do ponto de aplicação, procede-se ao seguinte cálculo:

$$F = (M1 - M2) / d$$

onde:

M1 = momento fletor na seção mais distante do ponto de aplicação da força;

M2 = momento fletor na seção mais próxima do ponto de aplicação da força;

d = distancia entre as seções.

Deste modo, as forças aerodinâmicas de arrasto, são facilmente determinadas.

### 3.13.2 PRESSÃO DINÂMICA

Para monitorar o valor da pressão dinâmica à cada instante do ensaio, utilizou-se um manômetro do tipo "Betz", que oferece precisão de até 0,05 milímetros de água. Acoplado ao manômetro, tem-se um tubo Pitot-estático, localizado à entrada da câmara de ensaio.

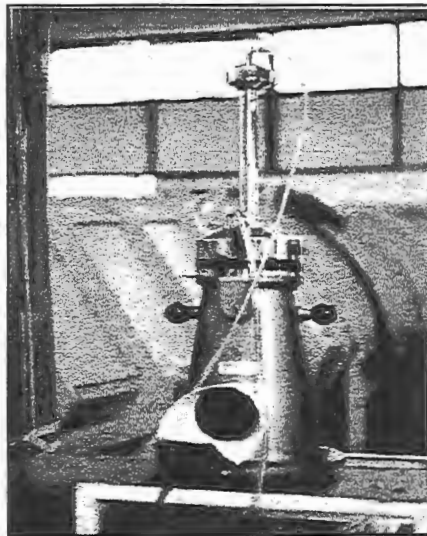


FIGURA 76 – Manômetro Betz.

### 3.13.3 CALIBRAÇÃO DA BALANÇA

A balança foi calibrada utilizando-se de pequenas massas conhecidas, que foram fixadas na extremidade da balança com objetivo de causar deformação na região onde foram fixados os extensômetros responsáveis pela leitura de arrasto. As leituras foram feitas no multímetro, com estes valores traçou-se os pontos segundo a variação de peso. Com os valores determinou-se a melhor reta e a calibração da balança aerodinâmica.

O modelo é fixado em uma haste (abraçadeira). O valor de arrasto desta haste foi determinado em separado do modelo, para que este não alterasse as leituras pertinentes aos foguetes.

TABELA 34 – Calibração por peso

Massa kg	Peso N	Li (mV)	Ls (mV)	Mom. Mi (Nm)	Mom. Ms (Nm)
	0	0	0	0	0
0,20112	1,972987	7,9	5,74	1,006	0,823
0,30135	2,956244	11,88	8,66	1,508	1,233
0,50111	4,915889	19,75	14,52	2,507	2,050
1,00031	9,813041	40,25	29,6	5,005	4,092
0,50111	4,915889	19,8	14,75	2,507	2,050
0,30135	2,956244	11,85	8,85	1,508	1,233
0,20112	1,972987	7,95	5,95	1,006	0,823

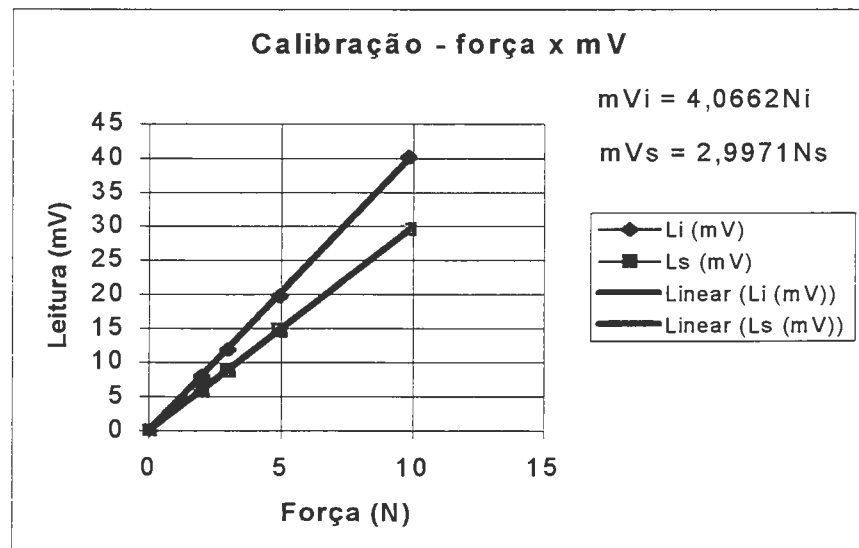


FIGURA 77 – Calibração da balança



TABELA 35 – Arrasto da haste

Pd mmH <sub>2</sub> O	Li	Ls	Li-Ls
34,7	1,28	0,9	0,38
39,5	1,42	1,02	0,4
42,8	1,46	1,1	0,36
44,3	1,56	1,14	0,42
48,8	1,66	1,22	0,44
52,7	1,8	1,3	0,5

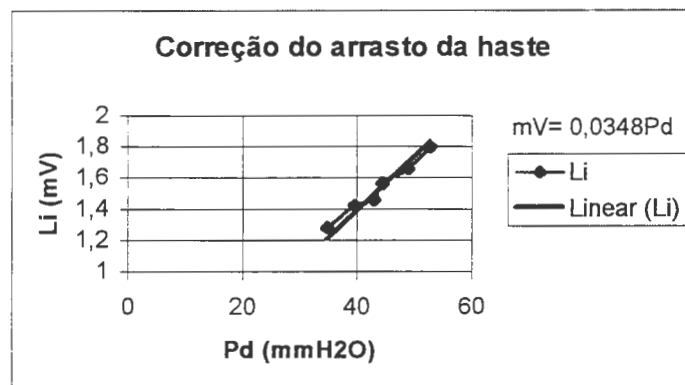


FIGURA 78 – Gráfico de arrasto da haste

### 3.13.4 LEITURAS DE ARRASTO DO FOGUETE 1.

TABELA 36 – Leitura de arrasto do foguete 1

Pd mmH <sub>2</sub> O	Lix xsens.	Leitura	Haste Li	Li foguete	Usando calibração da força	
					Ni	CD
43,4	2,35	4,7	1,51032	0,83968	0,206502	0,000485
44,4	2,65	5,3	1,54512	1,10488	0,271723	0,000624
47,4	3,225	6,45	1,64952	1,57548	0,387458	0,000833
48,1	3,2	6,4	1,67388	1,52612	0,375318	0,000795
48,7	3,6	7,2	1,69476	1,90524	0,468555	0,000981

CD final do foguete 1 = 0,000744

### 3.13.4.1 RESULTADOS DO CD PARA TODOS OS MODELOS.

Com os valores médios da leitura na balança (máximo/mínimo), plotou-se os gráficos relativos ao CD dos modelos.

TABELA 37 – CD dos modelos

Modelo	CD
Foguete 1	0,012418
Foguete 2	0,019575
Foguete 3	0,017633
Foguete 4	0,029716
Foguete 5	0,031809
Foguete 6	0,028902
Foguete 7	0,033654
Foguete 8	0,040458
Foguete 9	0,021943
Foguete10	0,012188
Foguete11	0,014584
Foguete12	0,010395

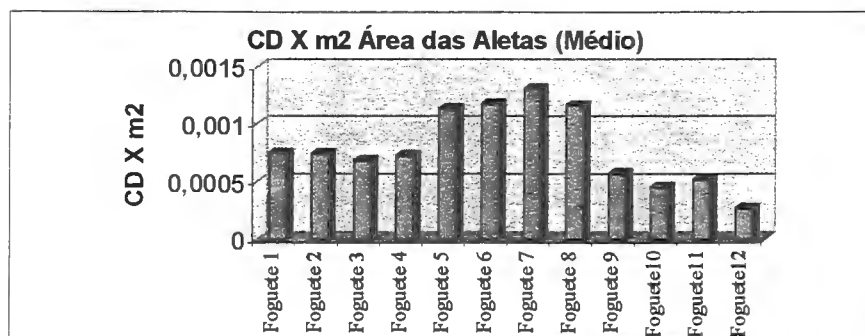


FIGURA 79 – Gráfico de CD x m<sup>2</sup>

### 3.13.4.2 ANÁLISE DOS RESULTADOS DE CD.

O modelo número 12, que tem a menor área de secção transversal e a menor área das aletas apresentou o menor CD. O modelo número 7 com a maior área de secção transversal e maior área das aletas, apresentou o maior valor de CD.

Como os modelos foram ensaiados com ângulo de ataque igual a zero, o valor de CD corresponde à área de secção transversal, visto que, sem ângulo de ataque não existe arrasto devido a sustentação nas aletas.

### 3.13.5 ANÁLISE DE CD SEPARADO POR GRUPOS.

Para analisar o coeficiente de arrasto influenciado pelas ogivas e aletas diferentes, separou-se os modelos em grupos com a mesma aleta e a mesma ogiva.

#### 3.13.5.1 GRUPO DE MODELOS SEPARADOS POR ALETAS.

Com os modelos separados em componentes iguais, plotou-se os gráfico de CD, com este procedimento determinou-se a influencia de cada componente no resultado de CD.

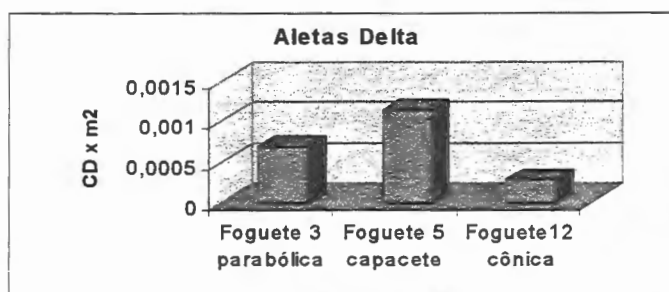


FIGURA 80 – CD dos modelos com aleta delta.

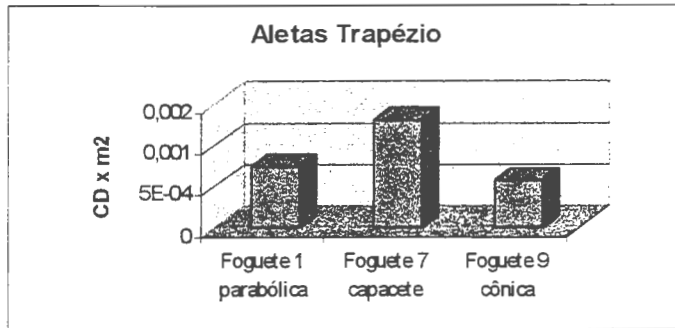


FIGURA 81 – CD dos modelos com aletas trapézio

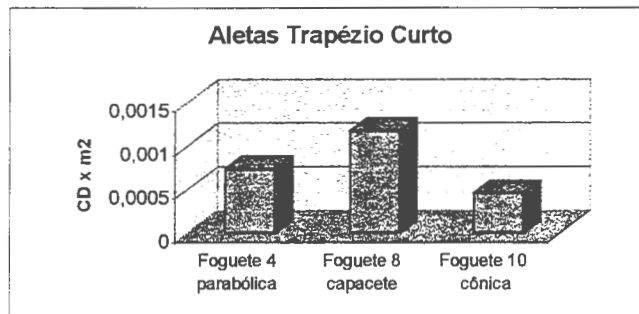


FIGURA 82 – CD dos modelos com aletas trapézio curto

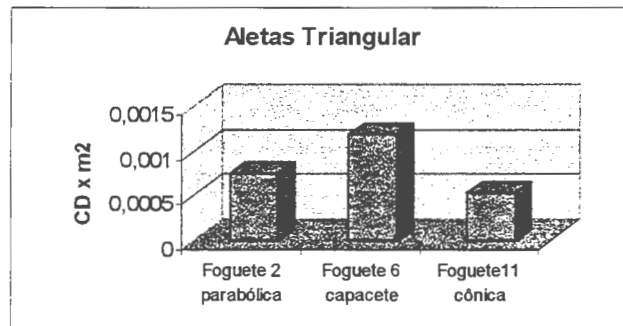


FIGURA 83 – CD dos modelos com aletas triangular.

### 3.13.5.2 ANÁLISE DOS RESULTADOS POR GRUPO DE ALETAS

Como os modelos foram separados por grupos de aletas, os gráficos demonstraram os resultados de CD relativo às ogivas. O valor de CD para as aletas está embutido no resultado, entretanto, pelo fato dos componentes serem iguais as diferenças entre os CD pertencem aos valores das ogivas.

Os modelos com ogiva cônica, com menor área de secção transversal, números 9, 10, 11 e 12, apresentaram menor valor de CD. Os modelos com ogiva capacete, com maior área de secção transversal, números 5, 6, 7 e 8 apresentaram maior valor de CD, além de apresentarem separação da camada limite na junção do cone da ponta e na parte cilíndrica da ogiva. Os modelos com ogiva parabólica, cuja área de secção é intermediária entre as ogivas cônica e capacete, apresentaram resultados de CD entre os valores obtidos para as ogivas cônica e capacete.

### 3.13.6 GRUPO DE MODELOS SEPARADOS POR OGIVAS

Adotando o mesmo procedimento com as ogivas, plotou-se os gráficos relativos aos valores de CD de cada aleta.

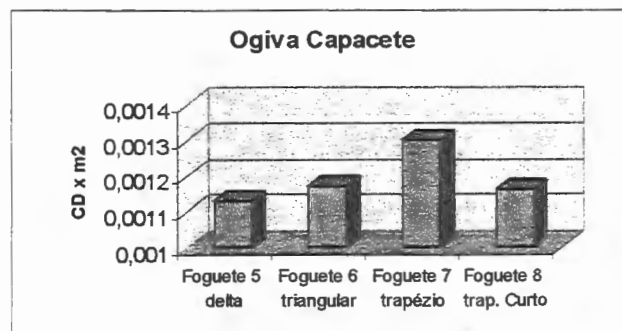


FIGURA 84 – Modelos com ogivas capacete.

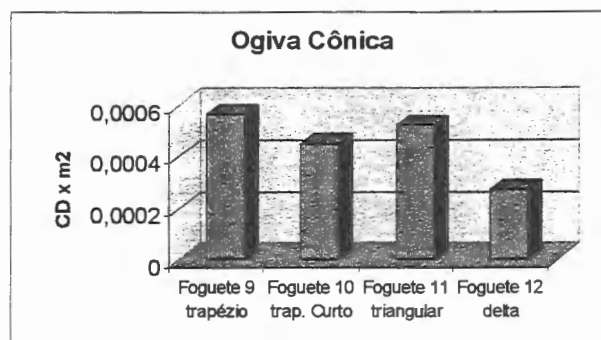


FIGURA 85 – Modelos com ogivas cônica.

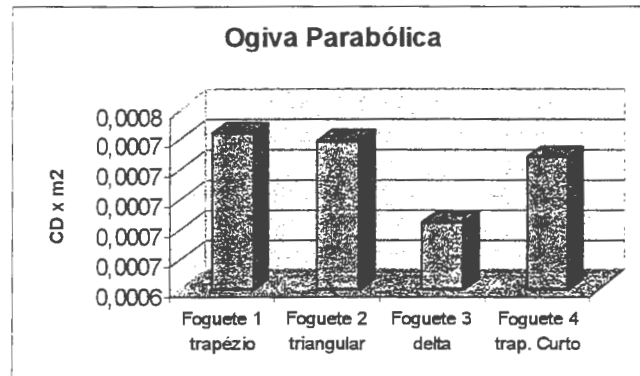


FIGURA 86 – Modelos com ogiva parabólica

### 3.13.6.1 ANÁLISE DOS RESULTADOS POR GRUPO DE OGIVAS

Como os modelos foram separados por grupos que utilizam as mesmas ogivas e como o valor de CD das ogivas, são muito próximos, as diferenças são relacionadas com os valores de CD de cada aleta.

As aletas trapézio e triangular apresentaram o maior valor de CD, devido à maior área e maior envergadura. As aletas trapézio curto e delta apresentaram o menor CD, devido à menor área e menor envergadura.

### 3.14 EXPERIMENTO DE VISUALIZAÇÃO

Utilizando o túnel LAE1, os doze modelos de foguetes foram pintados com dióxido de titânio para experimento de visualização.

Os modelos foram fixados no centro geométrico do túnel, com ângulo de ataque de 10°. Depois de pintados com “oil flow” (mistura de óleo com Dióxido de Titânio), o túnel foi ligado, observou-se velocidades em torno de 19 m/s.

O túnel é colocado em funcionamento com os modelos pintados, com o escoamento, o óleo escorre e o Dióxido de Titânio marca nos modelos as linhas de fluxo.

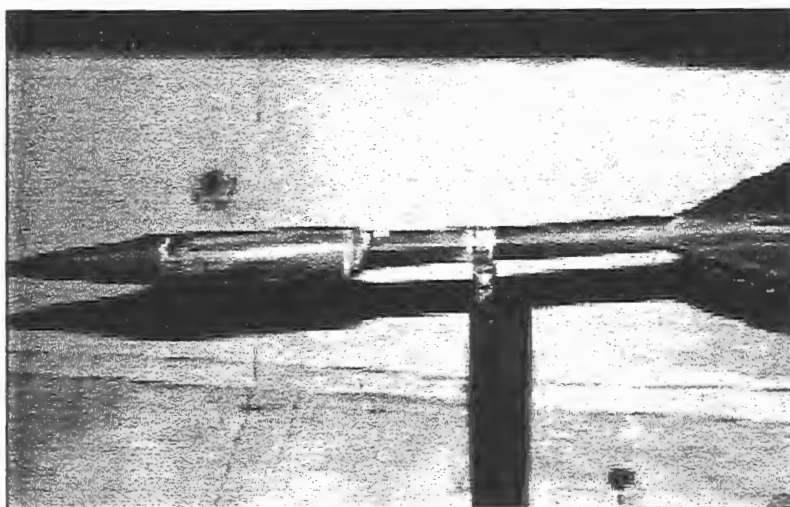


FIGURA 87 – Modelo ensaiado com dióxido de titânio

### 3.14.1 VISUALIZAÇÃO DOS MODELOS - OGIVAS

O objetivo deste experimento é analisar a separação da camada limite nas ogivas, aletas e acoplamentos, analisar o escoamento nas aletas e formação de vórtice devido ao ângulo de ataque nas ogivas.

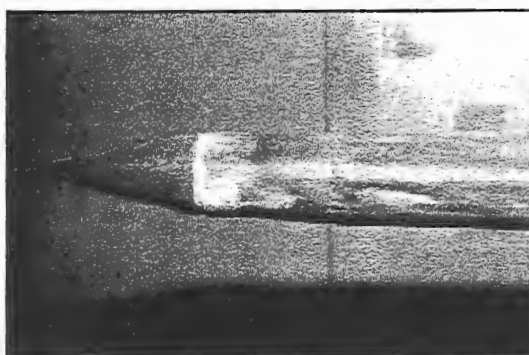


FIGURA 88 – Visualização da ogiva parabólica

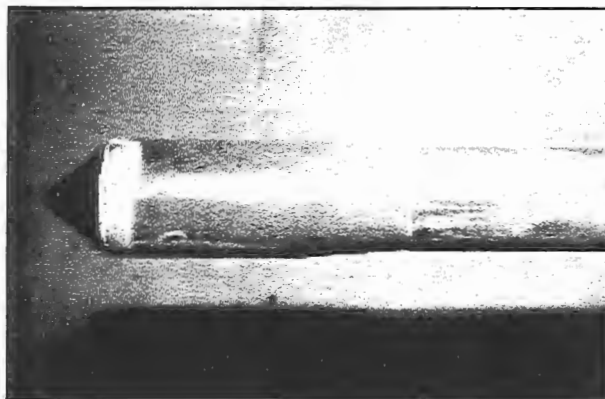


FIGURA 89 – Visualização da ogiva capacete

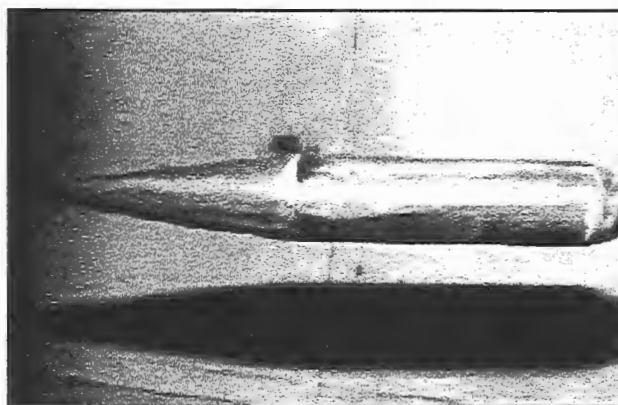


FIGURA 90 - Visualização da ogiva cônica

### 3.14.2 ANÁLISE DOS RESULTADOS DAS OGIVAS

A ogiva parabólica apresentou sustentação devido ao ângulo de ataque. Esta força é desestabilizante, pois é oposta à sustentação gerada nas aletas, quando o foguete recebe uma perturbação e inclina em relação à sua trajetória inicial.

A ogiva capacete apresentou separação da camada limite logo após a cunha inicial, este tipo de fenômeno colabora para aumentar o arrasto total do modelo e é desestabilizante.



A ogiva cônica tem a menor separação da camada limite.

### 3.15 VISUALIZAÇÃO DOS MODELOS - ALETAS

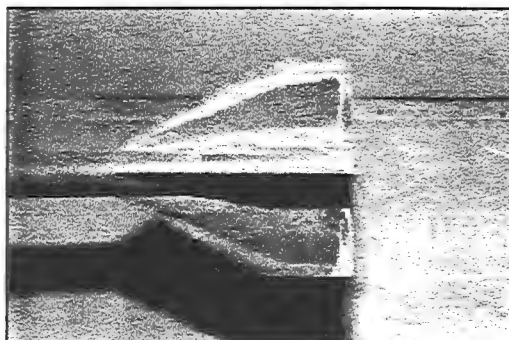


FIGURA 91 – Visualização da aleta delta a  $90^\circ$

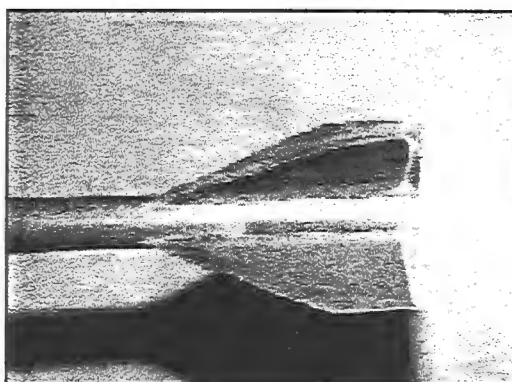


FIGURA 92 – Visualização da aleta delta em X

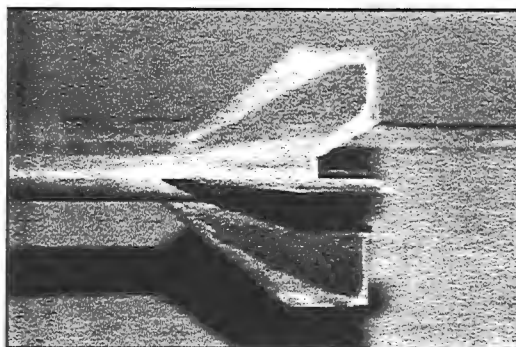


FIGURA 93 – Visualização da aleta trapézio curto a  $90^\circ$



FIGURA 94 – Visualização da aleta trapézio curto em X

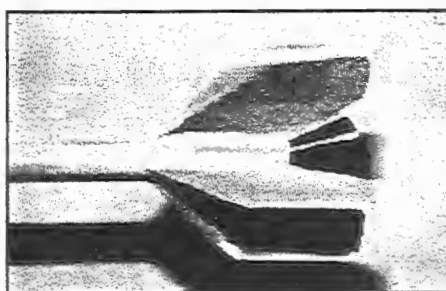


FIGURA 95 – Visualização da aleta trapézio a 90°

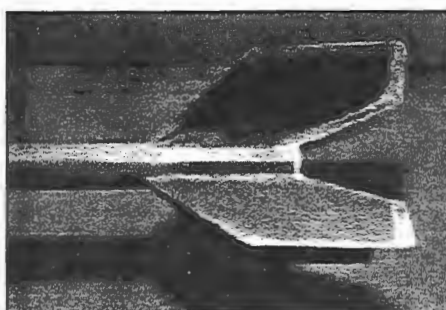


FIGURA 96 – Visualização da aleta trapézio em X



FIGURA 97 – Visualização da aleta triangular a 90°

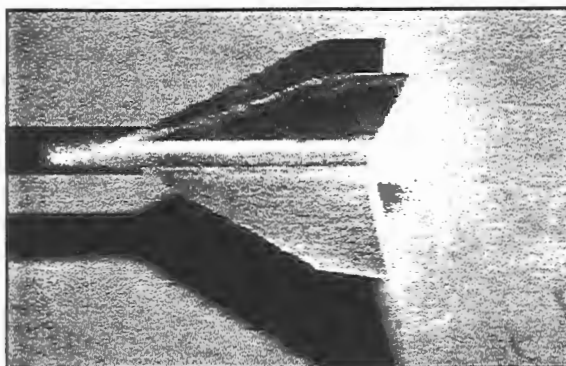


FIGURA 98 – Visualização da aleta triangular em X

### 3.15.1 ANÁLISE DOS RESULTADOS DAS ALETAS

Os vórtices são menores quando as aletas estão em X, justificando o fato da razão de decaimento dos modelos, quando oscilaram com as aletas em X, ser menor do que quando os modelos oscilaram com as aletas a  $90^\circ$ .

A aleta delta apresentou perfil de sustentação equivalente ao das aletas com maior área e também apresentou menor separação na sua extremidade.

### 3.16 MODELO DE MELHOR DESEMPENHO

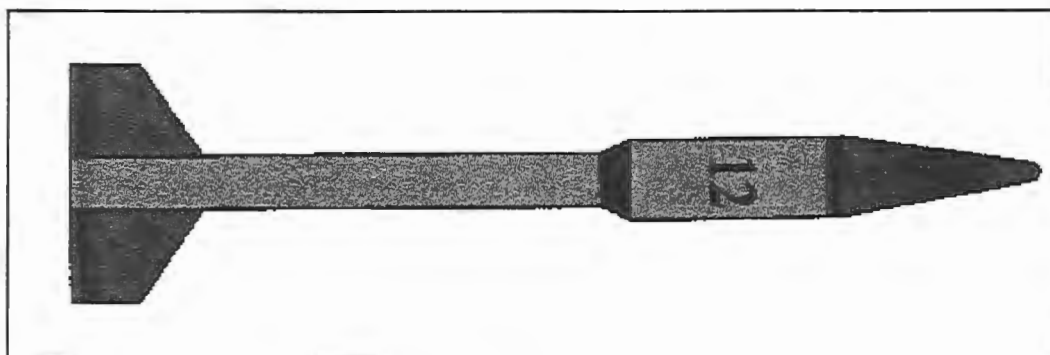


FIGURA 99 – Foguete 12 modelo de melhor desempenho

O modelo de melhor desempenho, se forem interpolados os resultados do Método de Oscilação Livre, as medidas de CD e o experimento de visualização é o modelo doze, cuja razão de decaimento fica em quarto lugar, 24% atrás do foguete nove com a maior razão de decaimento. Tem o menor CD e as menores áreas de separação da camada limite e ainda não apresenta sustentação na ogiva devido ao ângulo de ataque.

### 3.16.1 MELHOR MODELO PARA UTILIZAÇÃO DA MICRO-CÂMARA

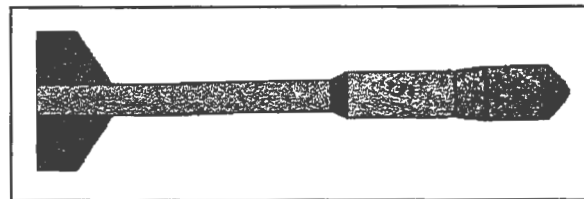


FIGURA 100 – Foguete 5 modelo de melhor desempenho para a micro-câmara.

Para a utilização da micro-câmara para foto aérea o foguete número 5, que apresentou a menor razão de decaimento, é o mais indicado pois apresentou cone de estabilidade convergente, menor CD, comparado aos outros modelos com ogiva capacete e menor área de separação da camada limite. Pelo fato da aleta delta ser a de menor área e menor envergadura, este modelo desta família é também o foguete com menor massa, fator importante no voo.

Com menor razão de decaimento o tempo de resposta a uma perturbação lateral fica maior, ou seja, tem-se um período maior das oscilações, entretanto os foguetes com aletas de área e envergadura maior, cuja razão de decaimento é maior, apresentam um valor alto para o Coeficiente de Arrasto e maior área de separação da camada limite na extremidade das aletas.

### 3.17 ANÁLISE DOS RESULTADOS

O pior caso é foguete número 7 com ogiva capacete e aletas trapézio, neste modelo tem-se a nona colocação na razão de decaimento das oscilações, o maior CD e maior área de separação da camada limite. Esta família de foguetes tem ainda o fator desestabilizante da massa da ogiva estar deslocada do CG, aumentando o período das oscilações e dificultando o amortecimento.

Apesar de todos os modelos estarem estaticamente estabilizados e dinamicamente estabilizados, houve uma grande diferença nos valores da razão de decaimento e das derivadas  $N_v$  e  $N_r$ .

O foguete número 9 com maior área das aletas apresentou a maior razão de decaimento, entre o foguete 9 e o foguete 5, no caso da oscilação com as aletas a  $90^\circ$ , há uma diferença de 41%.

Os foguetes que utilizaram a ogiva cônica, portanto com menor massa deslocada do CG, apresentaram razão de decaimento próximos, variando na casa dos centésimos, os foguetes desta família apresentaram também menor CD e menores regiões de separação da camada limite.

Os foguetes que utilizaram a ogiva parabólica, apresentaram um fator desestabilizante que é a sustentação na ogiva devido ao ângulo de ataque, entretanto, tiveram valores da razão de decaimento maior do que os modelos com ogiva capacete.

Os foguetes com ogiva capacete, que simulam a massa de uma micro-câmara para foto aérea, tiveram valores pequenos para a razão de decaimento e o maior valor de CD, mesmo assim apresentaram cone de estabilidade convergente.

Para análise do cone de estabilidade dos modelos, analisou-se os resultados das oscilações com as aletas em X, nesta situação a razão de decaimento é menor do que quando a oscilação acontece com as aletas a 90°.

## 4 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

### 4.1 CONCLUSÃO

O Método de Oscilação Livre, desenvolvido originalmente por SIMMONS (1920), para análise de estabilidade lateral em dirigíveis se mostrou eficaz para estudos com foguetes, principalmente por serem agregados os estudos de estabilidade estática desenvolvidos por BROWSON (1981).

A análise das derivadas  $N_v$  e  $N_r$  em conjunto com a razão de decaimento das oscilações, identificaram o modelo de melhor desempenho além de demonstrarem as variações entre os modelos ensaiados.

Interpolando os três experimentos realizados: Método de Oscilação Livre; Coeficiente de Arrasto e Visualização, foi possível identificar o modelo de melhor desempenho, modelo número 9 cujo cone de estabilidade é convergente e apresentou menor CD e poucas áreas de separação da camada limite. O modelo 9 além de ter a razão de decaimento das oscilações muito satisfatória, foi equipado com aletas delta, com perfil de sustentação equivalente as outras aletas de maior área, esta aleta, além de ter menor área, tem também massa menor, o que reflete positivamente no alcance do foguete e com CD reduzido se comparado com as outras aletas.

A ogiva parabólica apresentou fator desestabilizante, que foi a sustentação devido ao ângulo de ataque. Apesar de estar no mesmo sentido da sustentação gerada nas aletas, colabora para aumentar o período das oscilações.

Outro fato importante foi observado nos foguetes 5, 6, 7 e 8 cuja Margem Estática é maior. Nestes foguetes o período das oscilações é maior e tempo para se estabilizarem é maior, quando submetidos a perturbações laterais.

No experimento realizado por SIMMONS(1920) com dirigíveis, não foram realizados experimentos com o dirigível oscilando com as empenagens em X, talvez pelo fato do efeito pêndulo que a gôndola do dirigível exerce na estrutura, mantendo as empenagens alinhadas a  $90^\circ$ . Realizando o experimento com as aletas oscilando em X, observou-se que a razão de decaimento das oscilações é menor do que quando o foguete oscila com as aletas a  $90^\circ$ , assim podemos concluir que um modelo otimizado de aletas deve ser experimentado em oscilações com as aletas em X, pois esta é a pior situação.

O momento de inércia tanto relativo à massa das aletas quanto a massa das ogivas, é fator determinante no período das oscilações. Os modelos com maior massa deslocada do CG, caso dos modelos com ogiva capacete e aletas trapézio, apresentaram período de oscilação maior, se comparados com os seus similares. Pode-se concluir, para os casos estudados, que quanto maior a massa deslocada do CG, maior será o tempo para o foguete se estabilizar quando este sofrer uma perturbação lateral.

O equipamento de oscilação desenvolvido para este trabalho, além de ser utilizado para foguetes, pode também ser utilizado para outras aeronaves, como aviões e dirigíveis. O método utilizado por SIMMONS(1920), utilizava papel milimetrado e uma caneta para traçar as oscilações. Com a utilização de um controlador PIC, foi possível estabelecer o período exato das oscilações, este dado sendo recuperado automaticamente por intermédio de um software de aquisição de dados, possibilitou uma análise precisa dos resultados, visto que a capacidade do equipamento é de 4084 pontos por segundo. Assim tem-se uma quantidade de dados por intervalo de tempo fixo, não existindo a necessidade de estabelecer uma média dos períodos como foi feito no experimento realizado por SIMMONS(1920).



O modelamento da combustão apresentado no Anexo A, demonstrou teoricamente os resultados conseguidos na prática, seja nos experimentos de empuxo ou alcance do foguete, com estes resultados foi possível estabelecer a escala da seqüência de fotos aérea e a carga útil que estes modelos podem levar.

O trabalho de foto aérea tem demonstrado uma boa alternativa para utilização de aerofotos de baixa escala. Neste dois últimos anos diversos pesquisadores da UNICAMP – Universidade de Campinas, UNESP – Universidade Estadual Paulista e USP – Universidade de São Paulo, utilizaram este serviço, que inclusive serviu de base de dados para um trabalho de doutorado em Ecologia da Paisagem.

O *Basic Stamp* utilizado como computador de bordo para controle da câmara fotográfica embarcada no foguete, é um microprocessador de última geração. Com este equipamento a operação com fotos aérea melhorou muito a qualidade das fotos, pois há um controle de tempo, até que o conjunto câmara e pára-quadras se estabilize, e ainda controla-se o tempo de exposição do filme e grava-se a pressão para estabelecer a escala.

Outra possibilidade para uso deste tipo de foguete é para bombardeamento de nuvens de granizo, este procedimento é comum no sul do Brasil e no norte da Argentina. Nestas regiões as plantações de frutas, principalmente maçã, sofrem constantes chuvas de granizo, que caso não sejam combatidas prejudicam a colheita e aumentam consideravelmente o custo das frutas. O foguete para bombardeamento de nuvens leva na ogiva uma carga com Iodeto de Prata. No ponto mais alto da trajetória a ogiva é detonada e o Iodeto dissolve o granizo.

Os resultados apresentados neste trabalho não precisarão de nenhuma correção visto que os modelos ensaiados foram construídos em escala 1 : 1. Inclusive o modelo de foguete 5, considerado, por intermédio dos resultados, como o mais indicado para uso da micro-câmara fotográfica, foi testado em vôo, apresentando bons resultados e alcance maior, principalmente devido a menor área das aletas e conseqüentemente menor arrasto.

Na ocasião deste experimento, observou-se um considerável vento lateral, que não influenciou na trajetória do foguete número 5.

#### 4.2 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.

Além das oscilações com as aletas a  $90^\circ$  e com as aletas em X, acontece infinitas oscilações que estão entre as oscilações a  $90^\circ$  e em X. Esta situação apesar de ter valor intermediário entre os valores das aletas a  $90^\circ$  e em X, revelaria outra condição de estabilidade dinâmica do foguete em estudo. Para este caso, o equipamento de oscilação deve ser construído de tal forma que permita uma oscilação conjugada entre as posições das aletas a  $90^\circ$  e em X e permita que as oscilações com as aletas a  $90^\circ$  e em X possam acontecer ao mesmo tempo.

Os dados recuperados com o controlador PIC, permitiram a construção do gráfico das oscilações e seus pontos máximos de cada amplitude para que fosse determinado a razão de decaimento das oscilações. Em muitas situações o ponto máximo de uma onda pode não ser correspondente à oscilação e sim a um ruído devido ao equipamento de oscilação. A Transformada de Hilbert no domínio do tempo, apresentada no capítulo 1 como referência bibliográfica, identifica este tipo de ruído considerando não o pico da oscilação, e sim os pontos imediatamente após este valor, repetindo esta mesma situação na amplitude seguinte tem-se além do período o decaimento entre estas duas ondas. A utilização da Transformada de Hilbert no domínio do tempo, para análise das oscilações, poderia revelar uma razão de decaimento mais precisa ainda do que a sugerida neste trabalho.

No experimento de visualização, verificou-se que as aletas construídas com cedro apresentaram uma rugosidade que dificulta o escoamento do Dióxido de Titânio, seria interessante construir as aletas com um metal, alumínio por exemplo, que possibilitaria um melhor acabamento superficial.

No experimento para análise de CD, o equipamento utilizado somente permitiu a aquisição de dados máximo e mínimo, desta forma foi efetuado uma média das leituras no multímetro para se determinar o CD, o ideal seria um sistema de aquisição de dados nos moldes do que foi utilizado para o experimento de oscilação, neste tipo de equipamento os dados são coletados por um intervalo de tempo, o que possibilita maior precisão na leitura.

O software apresentado no Apêndice I para cálculo da Margem Estática do modelo, permite um procedimento de tentativa e erro, para modificações nas aletas até que a Margem Estática desejada seja alcançada, este procedimento possibilita também uma otimização das aletas enquanto a Margem Estática continuar maior do que dois diâmetros máximos do foguete, garantindo assim a estabilidade estática. No estudo de oscilação pode-se também diminuir o tamanho das aletas enquanto o cone de estabilidade permanecer convergente, por intermédio deste procedimento pode-se otimizar o tamanho das aletas conseguindo a estabilidade dinâmica com a menor área das aletas.

A câmara fotográfica utilizada para a seqüência de fotos aérea, é um equipamento analógico digital, o que permite algumas correções via software de tratamento de imagem. Existem algumas câmaras fotográficas totalmente digitais com resolução de até 700 x 700 DPI, com este equipamento pode-se melhorar a qualidade das fotos tratadas por intermédio de computadores.

## ANEXO A

### FOGUETES BALÍSTICOS

#### A.1 FOGUETE

O motor-foguete é o motor mais antigo e simples que se tem conhecimento. Nos motores de combustível sólido, como é o caso deste trabalho, não existe nenhuma parte móvel.

O foguete produz impulso com a queima do combustível e oxigênio dentro da câmara de combustão, com a queima o combustível aumenta de pressão expulsando os gases pela tubeira.

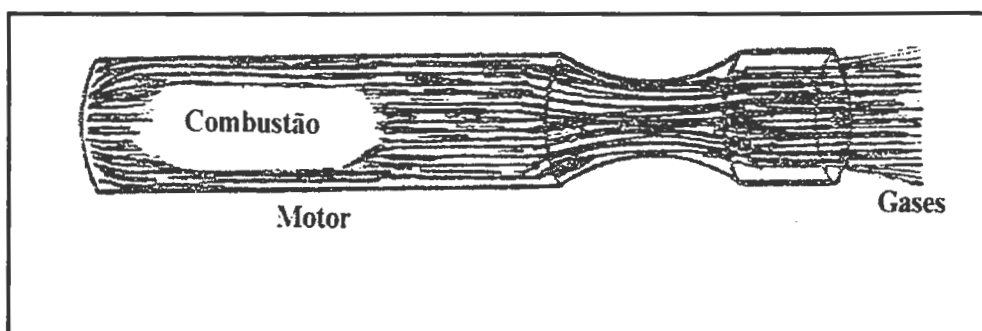


FIGURA 101 - Queima dentro da câmara de combustão.

A propulsão a jato é estudada por um ramo da Física denominado Mecânica. As leis da Mecânica basicamente se resumem nas três leis do movimento descritas por *Isaac Newton*.

Quando um determinado combustível entra em combustão, dentro de uma câmara de combustão, gera gases que rapidamente se expandem dentro dela. Esses gases são expulsos do motor em forma de jato contínuo. Como existe um orifício na parte inferior do motor os gases saem comprimidos nessa direção. No sentido oposto os gases também "empurram" a parte superior do motor, formando um par de ação e reação descrito por *Newton* na sua lei de número três, a lei AÇÃO e REAÇÃO. Do somatório das forças decorrentes da expansão tem-se uma resultante no sentido oposto ao da ejeção dos gases que movimenta o conjunto motor e foguete.

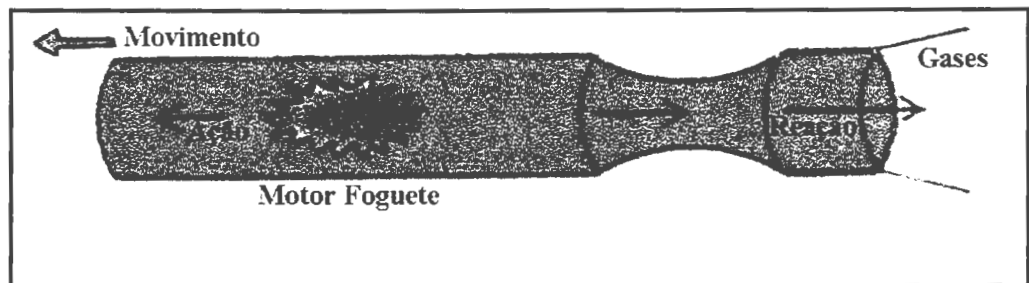


FIGURA 102 - Ação e Reação através da queima do combustível.

O foguete de construção mais simples, tem a forma de um tubo fechado, em um dos extremos, e é cheio de pólvora prensada. Quando se põe fogo na pólvora, os produtos da combustão - os gases quentes - são expulsos com grande velocidade, através do extremo aberto, formando um tubo de descarga. Surge, dessa forma, a retro-propulsão, que é a força reatora, que obriga o foguete a avançar em direção oposta ao jato de gases quentes expelidos. Quanto maior for (por seu peso) a quantidade de gases lançados pelo tubo e quanto maior a sua velocidade, maior será também, a força reatora.

O jato de gases quentes, expulsos pelo tubo de descarga, cria a força retropropulsora, que age sobre o foguete em direção oposta à seguida pelas partículas expelidas. A grandeza da força reatora é igual ao produto da massa de gases expelidos, em um segundo, a uma velocidade relativa.

### A.1.1 - COMBUSTÍVEL

Combustível é toda substância química que é capaz de combinar quimicamente com outra em uma reação exotérmica, isto é em que haja liberação de calor. Inúmeros elementos e compostos químicos possuem esta faculdade, principalmente quando a reação se dá entre eles e o oxigênio.

É conveniente classificar os combustíveis de acordo com a fase na qual eles são normalmente manuseados. Os combustíveis gasosos são quimicamente os mais simples; combustíveis líquidos contém moléculas mais complexas, enquanto os combustíveis sólidos tem por vezes estruturas moleculares bem complexas que não se tem conhecimento preciso de sua constituição.

Propelentes sólidos, comumente referidos como “grão”, são basicamente uma mistura ou composição química que contém um combustível e um oxidante que queimam vindo a produzir gases muito quentes em alta pressão. Eles queimam sem a introdução de oxigênio externo.

Existem três tipos de propelentes: monopropelentes, base dupla e compositers. Monopropelentes são compostos herméticos tais como a nitroglicerina e a nitrocelulose. Ambos compostos contém combustível (carbono e hidrogênio) e oxidante (oxigênio). Monopropelentes são raramente utilizados em foguetes modernos. Propelentes de base dupla são misturas de monopropelentes tais como os citados acima. A nitrocelulose acrescenta a resistência física do grão enquanto que a nitroglicerina fornece um alto desempenho, queimando a mistura combustível e oxidante rapidamente.

Propelente compositers são formados por misturas de dois ou mais compostos diferentes que sozinhos não são bons propelentes. Geralmente um composto é o combustível e o outro é o oxidante.

### **A.1.2 - TUBEIRA E CÂMARA DE COMBUSTÃO.**

A câmara de combustão do foguete é uma estrutura que mantém resistência a pressão e contem propelente. As câmaras de combustão são geralmente cilíndricas mas também existe de forma esférica. A câmara de combustão é uma parte inerte do foguete e a seu peso é um importante fator na determinação da quantidade de carga útil e a que distância o foguete pode ir. Foguetes de alto desempenho necessitam que a câmara de combustão seja construída com materiais resistentes e o mais leve possível.

Durante o processo de combustão, os gases que resultam a alta temperatura e pressão deixam o foguete através de uma estreita abertura, chamada tubeira, que está localizada na extremidade inferior do motor. Os mais eficientes projetos de tubeiras são convergente divergente. A parte mais estreita é a garganta. A questão de transferência de calor para a parede é um problema local. Por isso, há necessidade de uma proteção para a garganta que consiste de um revestimento que resiste a alta temperatura ou a abrasão (desgaste e arrancamento pelo calor).

Durante o funcionamento, a velocidade de gás na parte convergente da tubeira é subsônica. A velocidade do gás aumenta para velocidade sônica na garganta e supersônica na porção divergente.

### **A.1.3 - PRESSÃO LIMITE.**

Para qualquer propelente sólido tem se uma pressão abaixo do qual uma combustão estável não pode ser obtida e é conhecida como pressão de combustão limite. Esta pressão depende primariamente da composição química do propelente e varia com a temperatura inicial do propelente.

Um aumento sistemático da pressão de combustão devido ao aumento progressivo da superfície de queima do grão de propelente, reagindo dentro da câmara de combustão de forma confinada, conduz a uma pressão em que a velocidade de queima é tão elevada que, para todos os efeitos práticos, o processo é explosivo. Tal pressão é conhecida como pressão limite.

#### A.1.4 - VELOCIDADE DE EJEÇÃO.

É a velocidade a qual os gases de combustão atravessam a seção de saída, e são ejetadas na atmosfera ou no vácuo. É conveniente ressaltar que existe um fator de correção entre velocidade de ejeção medida e velocidade de ejeção teórica.

$$\text{Fator de correção} = \frac{\text{velocidade de ejeção medida}}{\text{velocidade de ejeção teórica}} = 0,31 \quad (35)$$

#### A.2 ANÁLISE DA COMBUSTÃO.

Analisou-se a combustão do foguete estudado neste trabalho que tem mistura 5x1, cinco partes de pólvora e uma de parafina.

Peso molecular ou molécula grama referentes a pólvora e a parafina.

Ex: Pólvora  $\text{SCKNO}_3 = 32 + 12 + 39 + 14 + 16 \times 3 = 145 \text{ u.m.a.}^{(1)}$

Numericamente igual a 145g

Pólvora - 118g - massa utilizada na mistura do combustível 5x1.

Ex: Parafina  $\text{C}_{18}\text{H}_{38} - 12 \times 18 + 1 \times 38 = 254 \text{ u.m.a}$

Numericamente igual à 254 g.

u.m.a. Unidade de Massa Atômica.

---

1.PROJETO, do curso industrial e de armamento de 1950 . p . 25.



Parafina - 23,6g - Massa utilizada na mistura do combustível.

a) Para 141,6g de combustível, existirão os seguintes números de moléculas-gramas.

Pólvora : 118 / 145 0,815 mol/g <sup>(1)</sup>

0,814 SCKNO<sub>3</sub>                      KNO<sub>3</sub> = 74,0 % - 0,602

C = 15,6 % - 0,127

S = 10,4 % - 0,085

Parafina: 23,6 / 154 = 0,0929 mol/g

Sendo: 118g a quantidade de pólvora utilizada na mistura 5x1 Polypal e 23,6g a porção de C<sub>18</sub>H<sub>38</sub> Parafina.

### A.2.1 VERIFICAÇÃO DA ESPÉCIE DE COMBUSTÃO ( I )

Calculando o número de átomos de cada elemento, tem-se:

$$0,085 \text{ S} + 0,127 \text{ C} + 0,602 \text{ KNO}_3 + 0,0929 \text{ C}_{18}\text{H}_{38} \quad (36)$$

### A.2.2 VERIFICAÇÃO DA ESPÉCIE DE COMBUSTÃO ( IA )

Determinação do número de Átomos para análise do tipo de combustão, sabendo que a combustão é incompleta, tem-se:

Nº de Átomos de C (a) <sup>(2)</sup>

$$0,126 \times 1 = 0,126$$

$$0,0929 \times 18 = \underline{1,672}$$

$$1,799$$

1.DAVILSON , Josmar Pagliuso . Cálculo de Combustão. p . 25

2.PROJETO, do curso industrial e de armamento de 1950. Foguetes. p. 27.

Nº de Átomos de H (b)

$$0,0929 \times 38 = 3,53$$

Nº de Átomos de S

$$0,0846 \times 1 = 0,0846$$

Nº de Átomos de Azoto (d)

$$0,602 \times 1 = 0,602 \quad N / 2 = 0,301$$

Nº de Átomos de O (c)

$$0,603 \times 3 = 1,807$$

Nº de Átomos de K

$$0,603 \times 1 = 0,603$$

Fazendo a verificação da Espécie de combustão. Tem-se:

$$1) \quad 2a + b / 2 > c \text{ logo, a combustão é incompleta }^{(1)} \quad (37)$$

então:

$$2.1,799 + \frac{3,53}{2} > 1,807$$

2

$$5,363 > 1,807$$

2)  $C > a$  logo, os produtos da combustão da pólvora são:

CO<sub>2</sub>; CO; H<sub>2</sub>O; H<sub>2</sub>; N<sub>2</sub>; SO<sub>2</sub>; S<sub>2</sub>

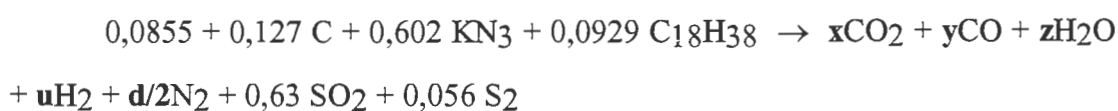
### A.2.3 CÁLCULO ESTEQUIOMÉTRICO

a) Organizando um quadro com elementos necessários do prosseguimento dos cálculos, tem-se:

TABELA 38 – Propriedade dos produtos da combustão

Substância	Fórmula	Peso molecular	Calor de formação
Dióxido de Carbono	CO <sub>2</sub>	44	94,39
Monóxido de Carbono	CO	28	26,43
Água	H <sub>2</sub> O	18	57,83
Azoto	N <sub>2</sub>	28	-
Hidrogênio gasoso	H <sub>2</sub>	2	-
Dióxido de enxofre	SO <sub>2</sub>	64	71
Enxofre gasoso	S <sub>2</sub>	64	-

### A.2.4 EQUAÇÃO DA DECOMPOSIÇÃO



Utilizando o sistema, exprimindo as incógnitas em função de  $x$ , para equacioná-las quadraticamente.<sup>(1)</sup>

$$\begin{array}{l} x + y = a \\ 2.(z + u) = b \\ 2.x + y + z + 2.k = c \end{array}$$

$$K\theta = y.z / x.u = \text{equação de equilíbrio de gás d'água.}$$

1. GEORGE, P. Sutton. Rockets. p.90.

$$x = 1,799 - y$$

$$2.(z+u) = 3,53$$

$$2.x + y + z + 0,6023 = 1,807$$

$$2.x + y + z = 1,2047$$

$$y = 1,799 - x$$

$$2x + y + z = 1,205$$

$$2.x(1,799 - x) + z = 1,205$$

$$z = 1,205 - 1,799 + x - 2.x$$

$$z = -0,594 - x$$

$$2.(z + u) = 3,53$$

$$2.(-0,594 - x + u) = 3,53$$

$$-1,188 - 2.x + 2u = 3,53$$

$$2u = 3,53 + 1,188 + 2.x$$

$$2u = 4,718 + 2.x$$

$$u = (4,718 + 2.x) / 2$$

$$u = 2,359 + x$$

### A.2.5 TEMPERATURA DE COMBUSTÃO

Através de um método denominado tentativa e erro é possível analisar a temperatura de combustão utilizando a equação de equilíbrio dos gases  $K_\theta = y.z / w.z$ , sendo  $x$  o nº de moles de  $\text{CO}_2$ ,  $y$  é o nº de moles de  $\text{CO}$ ,  $z$  o nº de moles de  $\text{H}_2$ ; que foi utilizado na equação dos gases para determinar a pressão de combustão.

1ª Tentativa de  $K_\theta = 3,838$  para 1.800 K

$$K_\theta x.(2,359 + x) = (1,799 - x) . (-0,594 - x) \quad (38)$$

$$2,359 . K_\theta . x + K_\theta . x^2 - 1,068 - 1,205.x + x^2$$

$$\begin{aligned}
 & x^2 (K\theta - 1) + x \cdot (2,359 K\theta + 1,205) + 1,068 \\
 & x^2 (3,838 - 1) + x \cdot (2,359 \cdot 3,828 + 1,205) + 1,068 \\
 & 2,838x^2 + 10,258 x + 1,068
 \end{aligned}$$

$$\text{CO}_2 - x = -0,107 \quad = -0,107$$

$$\text{CO} - y = 1,799 - (-0,107) \quad = 1,906$$

$$\text{H}_2\text{O} - z = -0,594 - (-0,107) \quad = -0,486$$

$$\text{H}_2 - u = 2,359 + (-0,107) \quad = 2,252$$

$$\text{N}_2 \text{ d} / 2 = 0,602 / 2 \quad = 0,301$$

$$\text{SO}_2 \text{ w} = 0,6305 \quad = 0,6305$$

$$\text{S}_2 \quad = 0,0564 \quad = \underline{0,0564}$$

$$\Sigma n = 4,553 \text{ kcal / kg}$$

E o segundo membro da equação de decomposição escreve-se

$$\begin{aligned}
 & 0,107 \text{ CO}_2 + 1,906 \text{ CO} + 0,486 \text{ H}_2\text{O} + 2,252 \text{ H}_2 = 0,301 \text{ N}_2 + 0,630 \text{ SO}_2 + \\
 & 0,056 \text{ S}_2
 \end{aligned}$$

O calor de combustão Q é dado por:

$Q = \Sigma q_2 - \Sigma q_1$  onde  $\Sigma q_1$  é a soma dos calores de formação dos produtos de combustão e  $\Sigma q_1$  é a soma dos calores de formação dos componentes da Pólvora.

Calculando  $\Sigma q_2$ , temos:

$$\text{CO}_2 = 94,39 \times 0,107 = 10,099$$

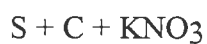
$$\text{CO} = 26,43 \times 1,906 = 50,375$$

$$\text{H}_2\text{O} = 57,83 \times 0,487 = 28,163$$

$$\text{SO}_2 = 71,00 \times 0,630 = \underline{44,765}$$

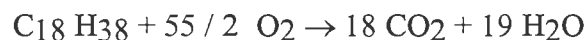
$$\Sigma n = 133,402 \text{ kcal / kg}^{(1)}$$

$\Sigma q_1$  tem-se:



$$\Sigma q_1 = 0 + 0 + 118,03 \times 0,602 = 71,054 \text{ Kcal/Kg}$$

Determinação do calor de formação da parafina:



sendo:

$$\Delta H = \{ 18. ( 94,36 ) + 19. ( 57,83 ) \} - [ \Delta H \text{ C}_{18} \text{ H}_{38} + 0 ] = 2670,29$$

logo:

$$\Delta H = \Delta H \text{ produtos} - \Delta H \text{ reagentes}$$

assim:

$$2670,29 = 2798 - \Delta H \text{ C}_{18} \text{ H}_{38}$$

Então:

$$\Delta H = 127,71$$

$$\Sigma q_1 = 127,71 \times 0,0929 = 11,860$$

$$118,00 \times 0,602 = \underline{71,031}$$

$$\Sigma = 82,900 \text{ kcal / kg}$$

O calor de combustão a pressão constante será:

$$Q_p = \Sigma q_2 - \Sigma q_1 \quad (39)$$

$$Q_p = 133,402 - 82,90$$

$$Q_p = 50,502 \text{ kcal / kg}$$

1. JOHN, H. Perry. chemical handbook . 3 - 136.

Calor de combustão o volume constante será:

$$Q_v = Q_p + 0,57 \cdot \Sigma$$

$$Q_v = 50,502 + 0,57 \cdot 4,55$$

$$Q_v = 53,085 \text{ kcal / kg}$$

Temperatura de combustão o volume constante:

$$\text{CO}_2 \quad 10,57 \quad \times \quad 0,107 \quad = \quad -1,130$$

$$\text{CO} \quad 5,9 \quad \times \quad 1,906 \quad = \quad 11,245$$

$$\text{H}_2\text{O} \quad 7,85 \quad \times \quad -0,48 \quad = \quad -3,822$$

$$\text{H}_2 \quad 5,24 \quad \times \quad 2,252 \quad = \quad 11,868$$

$$\text{N}_2 \quad 5,68 \quad \times \quad 0,301 \quad = \quad 2,091$$

$$\text{SO}_2 \quad 7,5 \quad \times \quad 0,63 \quad = \quad 4,725$$

$$\text{S}_2 \quad 8,4 \quad \times \quad 0,054 \quad = \quad \underline{0,453}$$

$$\Sigma c_{mi} \cdot n_i \quad = \quad 25,048$$

Temperatura de combustão o volume constante

$$\theta_v = Q_v / \Sigma c_{mi} \cdot n_i = 53085 / 25048 = 2119,72 \text{ K} \quad (40)$$

2ª Tentativa de  $K\theta = 4,214$

$$x^2 \cdot (K\theta - 1) + x \cdot (2,359 \cdot K\theta + 1,205) + 1,068$$

$$x^2 \cdot (4,214 - 1) + x \cdot (2,359 \cdot 4,214 + 1,205) + 1,068$$

$$x^2 \cdot (3,214) + x \cdot (11,145) + 1,068$$

$$\text{CO}_2 - x \quad = \quad -0,098$$

$$\text{CO} - y \quad = \quad 1,799 - (-0,098) = 1,897$$

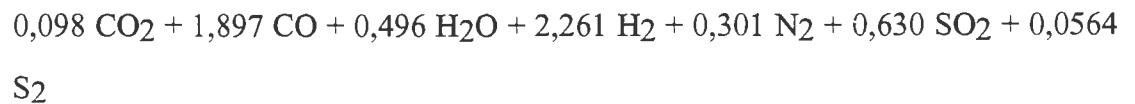
$$\text{H}_2\text{O} - z \quad = \quad -0,594 - (-0,098) = -0,496$$

$$\text{H}_2 - u \quad = \quad 2,359 + (-0,094) = 2,261$$

$$\text{N}_2 - d/2 = 0,602 / 2 \quad = \quad 0,301$$

$$\begin{aligned}
 \text{SO}_2 &= 0,630 && = 0,630 \\
 \text{S}_2 &= 0,0564 && = \underline{0,0564} \\
 &&& \Sigma = 4,551 \text{ kcal / kg}
 \end{aligned}$$

E o segundo membro da equação de decomposição se escreve:



Calculando  $\Sigma q_2$ , temos:

$$\begin{aligned}
 \text{CO}_2 &= 94,39 \times 0,098 = 9,25 \\
 \text{CO} &= 26,43 \times 1,897 = 50,137 \\
 \text{H}_2\text{O} &= 57,83 \times 0,496 = 28,683 \\
 \text{SO}_2 &= 71,00 \times 0,63 = \underline{44,73} \\
 &&& \Sigma = 132,80 \text{ kcal / kg}
 \end{aligned}$$

O calor de combustão a pressão constante será:

$$\begin{aligned}
 Q_p &= \Sigma q_2 - \Sigma q_1 && (41) \\
 Q_p &= 132,8 - 82,90 \\
 Q_p &= 49,9 \text{ kcal / kg}
 \end{aligned}$$

Calor de combustão a volume constante será:

$$\begin{aligned}
 Q_v &= Q_p + 0,57 \cdot \Sigma n && (42) \\
 Q_v &= 49,9 + 0,57 \cdot 4,55 \\
 Q_v &= 52,493 \text{ kcal / kg}
 \end{aligned}$$



Temperatura de combustão o volume constante

$$\text{CO}_2 \quad 10,70 \quad x \quad -0,098 = -1,048$$

$$\text{CO} \quad 5,87 \quad x \quad 1,897 = 11,135$$

$$\text{H}_2\text{O} \quad 7,98 \quad x \quad -0,496 = -3,958$$

$$\text{H}_2 \quad 5,32 \quad x \quad 2,261 = 12,028$$

$$\text{N}_2 \quad 5,74 \quad x \quad 0,301 = 1,727$$

$$\text{SO}_2 \quad 7,70 \quad x \quad 0,63 = 4,851$$

$$\text{S}_2 \quad 8,58 \quad x \quad 0,054 = \underline{0,463}$$

$$\Sigma = 25,197 \text{ cal / kg K}$$

Temperatura de Combustão o volume constante

$$\theta_v = Q_v / E_{cm.ni} = 52,493 / 25,197 = 2085,305 \text{ K}$$

3ª Tentativa para 2.000 K - 4,59 Kθ

$$x^2 \cdot (4,59 - 1) + x \cdot (2,359 \cdot 4,590 + 1,205) + 1,068$$

$$x^2 \cdot 3,59 + x \cdot 12,035 + 1,068$$

$$\text{CO}_2 \quad x \quad = -0,0910$$

$$\text{CO} \quad y \quad = 1,89$$

$$\text{H}_2\text{O} \quad z \quad = -0,503$$

$$\text{H}_2 \quad u \quad = 2,268$$

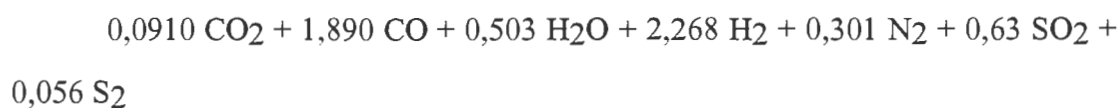
$$\text{N}_2 \quad d/2 \quad = 0,301$$

$$\text{SO}_2 \quad = 0,63$$

$$\text{S}_2 \quad = \underline{0,056}$$

$$\Sigma = 4,551 \text{ kcal / kg.}$$

E o 2º membro da equação de decomposição se escreve



Calculando  $\Sigma q_2$  tem-se:

$$\text{CO}_2 = 94,39 \times 0,091 = 8,589$$

$$\text{CO} = 26,43 \times 1,89 = 49,952$$

$$\text{H}_2\text{O} = 57,83 \times 0,503 = 29,088$$

$$\text{SO}_2 = 71,00 \times 0,63 = \underline{44,73}$$

$$132,359 \text{ kcal / kg}$$

O calor de combustão a pressão constante será

$$Q_p = \Sigma q_2 - \Sigma q_1$$

$$Q_p = 132,359 - 82,96$$

$$Q_p = 49,459 \text{ kcal / kg}$$

Calor de combustão o volume constante

$$Q_v = Q_p + 0,57 \cdot \Sigma n$$

$$Q_v = 49,459 + 0,57 \cdot 4,551$$

$$Q_v = 52,053 \text{ kcal / kg}$$

Temperatura de combustão a volume constante

$$\text{CO}_2 \quad 11,01 \quad \times \quad 0,091 \quad = \quad -1,0019$$

$$\text{CO} \quad 6,02 \quad \times \quad 1,89 \quad = \quad 11,377$$

$$\text{H}_2\text{O} \quad 8,38 \quad \times \quad 0,503 \quad = \quad -4,215$$

$$\text{H}_2 \quad 5,59 \quad \times \quad 2,268 \quad = \quad 12,700$$

$$\text{N}_2 \quad 5,91 \quad \times \quad 0,301 \quad = \quad 4,851$$

$$\text{SO}_2 \quad 7,7 \quad \times \quad 0,63 \quad = \quad 4,851$$

$$\text{S}_2 \quad 9,18 \quad \times \quad 0,0564 \quad = \quad \underline{0,517}$$

26,000 cal /kg K

Temperatura de combustão o volume constante

$$\theta_v = Q_v / E_{\text{cmin.ni}} = 52,053 / 26,000 = 2.002 \text{ K}$$

Determinação da Relação  $c_p/c_v = K$

$$C_p = C_v + 848.1 / J$$

$$C_p = C_v + 848. \quad 1/427$$

$$C_p = 26 + 848 / 427$$

$$C_p = 27,985$$

$$K = c_p / c_v = 27,985 / 26 = 1,07$$

### A.2.6 CONSUMO ESPECÍFICO

sendo:

$$\Delta = g. k. [(2/k+1)^{k+1/k-1}]^{1/2} / (g.k.R.T)^{1/2} \quad (43)$$

assim:

$$\Delta = 9,81 \cdot 1,076 [(2 + 1,076+1)^{1,076+1/1,076-1}]^{1/2} (9,81 \cdot 1,076 \cdot 1986 \cdot 2002)^{1/2}$$

então:

$$\Delta = 0,000586$$

$$W = \Delta \cdot P_i \cdot A \quad (44)$$

$$W = 0,000586 \cdot 8 \cdot 6,20$$

$W = 0,029 \text{ kg /s} \cdot 1,15$  ( por queima prática).

$W = 0,0339 \text{ kg /s}$

$g =$  gravidade ; m/s

$k =$  relação - cp/cv

$R =$  constante inversas dos gases - 1986 kcal/gmol k

$A =$  Área de queima -  $\text{cm}^2$

$P_i =$  Pressão interna - atm

$\Delta =$  Débito e débito

$W =$  Consumo específico - kg/s

Determinação da força de empuxo, velocidade de ejeção e pressão.

$$F = CF \cdot PC \cdot AT = W \cdot V_e \quad (45)$$

$$1,207 \cdot 8 \cdot 10^5 \cdot 0,0000502 = W \cdot V_e$$

$$48,473 = 0,339 \cdot 1429,42$$

$$48,473 = 48,473 \text{ N}$$

$$F = 48,473 / 9,81$$

$$F = 4,94 \text{ kgf}$$

$F =$  força de empuxo- N

$CF =$  coeficiente de força

$PC =$  pressão de combustão-Pa

$AT =$  área da tubeira - $\text{m}^2$

### A.2.7 DETERMINAÇÃO DA VELOCIDADE DE EJEÇÃO

$$V_e = ( 2 \cdot g \cdot K \cdot T \cdot R \cdot m / K - 1 )^{1/2} \quad (46)$$

$$V_e = ( 2 \cdot 12,2 \cdot 1,072 \cdot 3144,2 \cdot 55 \cdot 0,133 / 1,072 - 1 )^{1/2} = 4696,089 \text{ ft/s}$$

---

12. Ibidem, p. 56.

Teórica

$$V_e = 1429,42 \text{ m/s} \times 0,92 \quad (\text{fator de conversão})$$

Prática

$$V_e = 1315,06 \text{ m/s}$$

T= Temperatura em °F

Tempo de Queima Teórico

$$T = M / W = 0,1414 / 0,029 = 4,88 \text{ s} \quad (47)$$

### A.2.8 ALCANCE VERTICAL

Denomina-se força resultante, a força de empuxo menos a força resistiva.  
sendo:

TABELA 39 – Massa total do foguete.

Descrição	Massa
Massa do foguete	198,6 g
Massa do combustível	141,6 g
Carga útil	200,0 g
Massa total	540,0 g

Força de empuxo =  $F_e$

Força resistiva =  $F_s$

### A.2.9 DETERMINAÇÃO DA FORÇA RESULTANTE INICIAL

$$F_r = F_e - F_s \quad (48)$$

$$F_r = 4,94 - 0,54$$

$$F_r = 4,4 \times 9,81$$

$$Fr = 43,12 \text{ N}$$

### **A.2.10 DETERMINAÇÃO DA ACELERAÇÃO INICIAL**

$$a = Fr. / m \tag{49}$$

$$a = 43,12 / 0,54$$

$$a = 79,851 \text{ m/s}^2$$

### **A.2.11 DETERMINAÇÃO DA FORÇA RESULTANTE FINAL**

$$Fr = Fe - Fs \tag{50}$$

$$Fr = 4,94 - 0,398$$

$$Fr = 4,542 \times 9,81$$

$$Fr = 44,557 \text{ N}$$

### **A.2.12 DETERMINAÇÃO DA ACELERAÇÃO FINAL**

$$a = Fr / m \tag{51}$$

$$a = 44,557 / 0,399$$

$$a = 111,952 \text{ m/s}^2$$

### **A.2.13 ACELERAÇÃO MÉDIA**

$$am = ae + ai / 2 \tag{52}$$

$$am = 111,952 + 79,851$$

$$a_m = 95,901 \text{ m/s}^2$$

#### A.2.14 DETERMINAÇÃO DA VELOCIDADE FINAL

$$V_f = V_o + a \cdot t \quad \text{Sendo: } V_o = 0 \quad (53)$$

$$V_f = 95,901 \cdot 4,88$$

$$V_f = 468 \text{ m/s}$$

#### A.2.15 DETERMINAÇÃO DO ALCANCE DO VÔO ATIVO

$$V_f = V_o + 2 \cdot a_m \cdot \Delta s \quad (54)$$

$$\Delta s = (V_f)^2 / 2 \cdot a$$

$$\Delta s = (468)^2 / 2 \times 95,901$$

$$\Delta s = 1141,92 \text{ m}$$

$$h_{\text{máx}} = (V_o)^2 / 2 \cdot g \cdot (1 + F/P)$$

$$h_{\text{máx}} = (468)^2 / 2 \cdot g \cdot (1 + 4,94 / 0,399)$$

$$h_{\text{máx}} = 832,33 \text{ m}$$

Altura total do vôo ativo + planado

$$H_{\text{Total}} = H_{\text{vôo ativo}} + H_{\text{vôo planado}} \quad (55)$$

$$H_{\text{Total}} = 1141,92 + 832,33$$

$$H_{\text{Total}} = 1974,255 \text{ m}$$

#### A.2.16 DETERMINAÇÃO DA VELOCIDADE FINAL PELA

##### 2ª LEI DE FOGUETES

$$V_f = V_e \cdot \ln (m_o / m_f) \quad (56)$$

$$V_f = 1315,06 \ln(0,54 / 0,3984)$$

$$V_f = 394,51 \text{ m/s}$$

### A.2.17 ALCANCE DO VÔO ATIVO

$$\Delta s = (V_f)^2 / 2 \cdot a_m \quad (57)$$

$$\Delta s = (394,51)^2 / 2 \cdot 95,901$$

$$\Delta s = 811,45 \text{ m}$$

### A.2.18 TEOREMA DA ENERGIA CINÉTICA

$$+P \cdot d + F_{ed} = 1/2 m v_o^2 \quad (58)$$

$$d = h \text{ máx}$$

$$h \text{ máx} = m v_o^2 / 2 \cdot g \cdot (1 + F / P)$$

$$h \text{ máx} = (V_o)^2 / 2 \cdot g \cdot (1 + F / P)$$

$$h \text{ máx} = (394,51)^2 / 2 \cdot g \cdot (1 + 4,94 / 0,398)$$

$$h \text{ máx} = 590,298 \text{ m}$$

### A.2.19 ALTURA TOTAL DO VÔO ATIVO MAIS PLANADO

$$H \text{ Total} = H. \text{ vôo ativo} + H. \text{ vôo planado} \quad (59)$$

$$H \text{ Total} = 811,45 \text{ m} + 590,298$$

$$H \text{ total} = 1401,748 \text{ m}$$



### A.2.20 DETERMINAÇÃO DA ÁREA DA TUBEIRA OTIMIZADA

Sendo:

$$\frac{As}{Ac} = \frac{\left(\frac{k-1}{k+1}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot w}{\left(1 - w^{\frac{1-k}{k}}\right)^{\frac{1}{2}}} \quad (60)$$

A seção terminal da tubeira é conhecida, pode-se assim determinar a área da tubeira conhecendo a relação de calores específicos ( $k = 1,07$ ) e a relação de expansão ( $w = 46,66$ ).

$$w = P_i/P_s = 140/3 = 46,66 \text{ atm} \quad (61)$$

Valor este que se enquadra entre os que normalmente são adotados para foguetes de pólvora.

$$\frac{4,9}{Ac} = \frac{\left(\sqrt{\frac{1,07-1}{1,07+1}}\right) \cdot \left(\frac{2}{1,07+1}\right)^{\frac{1}{1,07-1}} \cdot w^{\frac{1}{1,07}}}{\sqrt{1 - 46,66^{\frac{1-1,07}{1,07}}}}$$

$$4,9/Ac = 8,45$$

$$Ac = 0,579 \text{ cm}^2$$

$$\text{Então: } D = 8,59 \text{ mm}$$

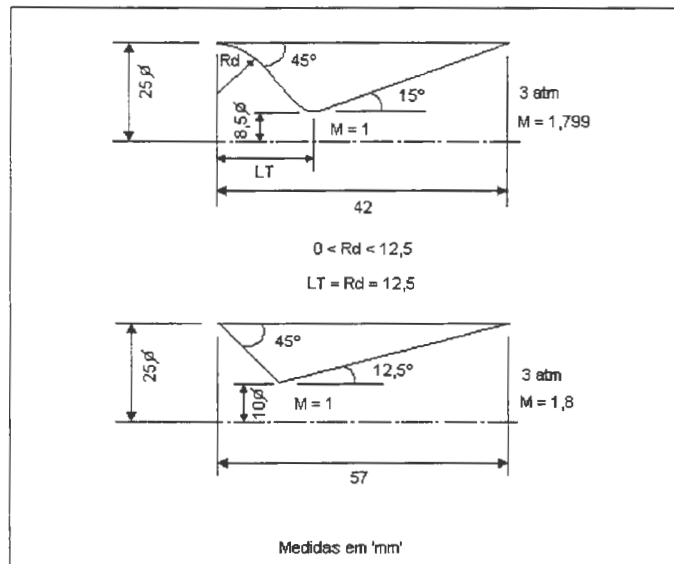


FIGURA 103 - Desenho esquemático da tubeira otimizada e da tubeira real.

### A.2.21 ANÁLISE DA TUBEIRA COM A ÁREA ATUAL

Por questões construtivas a tubeira dimensionada anteriormente foi modificada por esta que apresenta menores dificuldades de construção.

$$k = 1,07$$

w = a relação de expansão é o fator a ser calculado.

$$\frac{A_s}{A_c} = \frac{4,9}{0,78} = \frac{\left( \sqrt{\frac{1,07-1}{1,07+1}} \right) \left( \frac{2}{1,07+1} \right)^{\frac{1}{1,07-1}} \cdot w^{\frac{1}{1,07}}}{\sqrt{1 - 46,66 \frac{1-1,07}{1,07}}}$$

$$w = 32,1666 \text{ atm}$$

Então

$$P_i = 96,5 \text{ atm}$$

### A.3 TESTES PRÁTICOS

Para o foguete em estudo foram desenvolvidos alguns equipamentos para análise estática. Com o estudo realizado conseguiu-se avaliar os dados experimentais em função dos dados teóricos.

#### A.3.1 MEDIDOR DE EMPUXO

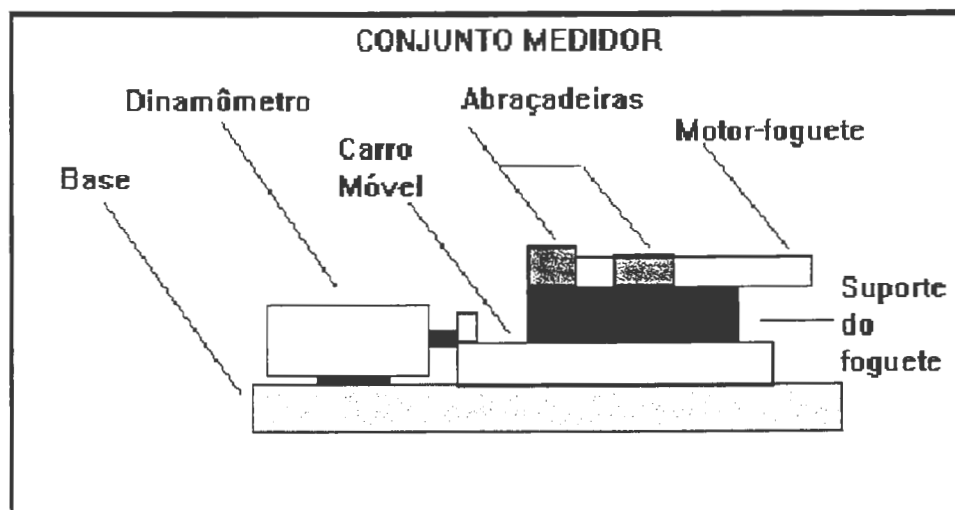


FIGURA 104 – Medidor de Empuxo

##### A.3.1.1 DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO

Foi montado um carro móvel acoplado a um dinamômetro constituindo assim um medidor de empuxo. O funcionamento do foguete implica no movimento do carro e conseqüentemente na movimentação do ponteiro do dinamômetro, através de um ponteiro de arrasto se faz a leitura do empuxo máximo. Com uma filmadora focalizando o dinamômetro obteve-se os valores do empuxo a cada 0,1 segundos, utilizando o quadro-a-quadro da filmadora.

Todos os motores foram disparados eletricamente e cada motor contava com carga de inflamação, carga esta responsável pelo pico de empuxo no início da combustão.

Foram analisados 11 motores foguetes com as seguintes características:

Motor-foguete.

- Material: tubo de resina fenólica;
- Diâmetro interno: 25,0 mm;
- Diâmetro externo: 29,0 mm;
- Tubeira de epoxi: 45° X 12,5°;
- Garganta diâmetro: 10 mm;
- Massa do combustível: 141,6 g;
- Configuração do combustível: 5 X 1;
- Combustível: pólvora e parafina;
- Densidades: 1,08 g/cm<sup>3</sup>.

OBS: 5 X 1 - Combustível com cinco partes de pólvora e uma de aglutinante.

TABELA 40 – Resultados do Medidor de Empuxo

massa (g)	densidade (g/cm <sup>3</sup> )	combustível (Polypal)	força (kgf)	Média (kgf)	variação (kgf)	tempo (s)	Média (s)	variação (s)
35,5	1	5 X 1	4,5	4,89	0,39	1,8	1,86	0,06
35,5	1	5 X 1	5	4,89	0,11	1,9	1,86	0,04
35,5	1	5 X 1	5,6	4,89	0,71	2	1,86	0,14
35,5	1	5 X 1	4,9	4,89	0,01	1,8	1,86	0,06
35,5	1	5 X 1	4,6	4,89	0,29	1,8	1,86	0,06
35,5	1	5 X 1	5,1	4,89	0,21	2	1,86	0,14
35,5	1	5 X 1	4,6	4,89	0,29	1,8	1,86	0,06
35,5	1	5 X 1	4,1	4,89	0,79	1,7	1,86	0,16
35,5	1	5 X 1	5,1	4,89	0,21	1,9	1,86	0,04
35,5	1	5 X 1	4,6	4,89	0,29	1,8	1,86	0,06
35,5	1	5 X 1	5,7	4,89	0,81	2	1,86	0,14

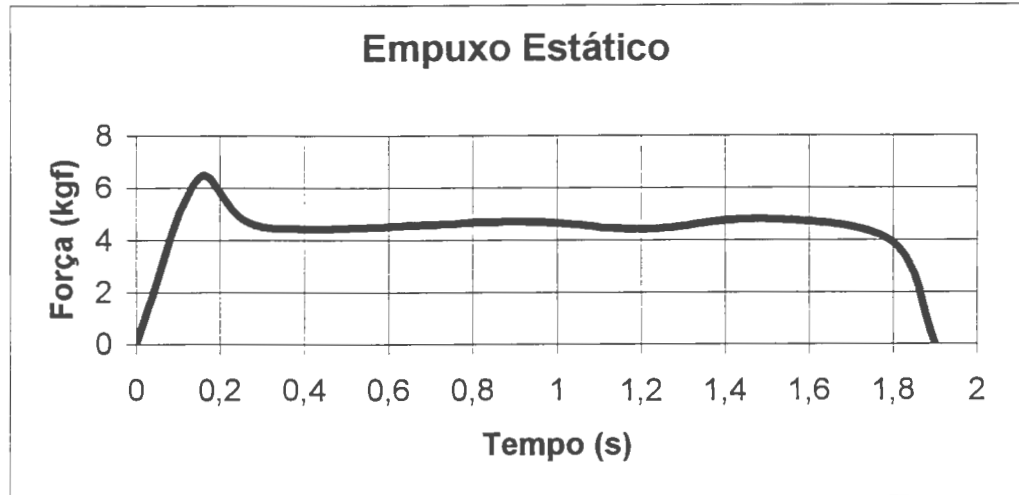


FIGURA 105 – Gráfico de Empuxo

Empuxo =  $(4,9 \pm 0,4)$ kgf

Tempo =  $(1,86 \pm 0,09)$ s

Média da variação = 0,3736

Média do tempo = 0,0873

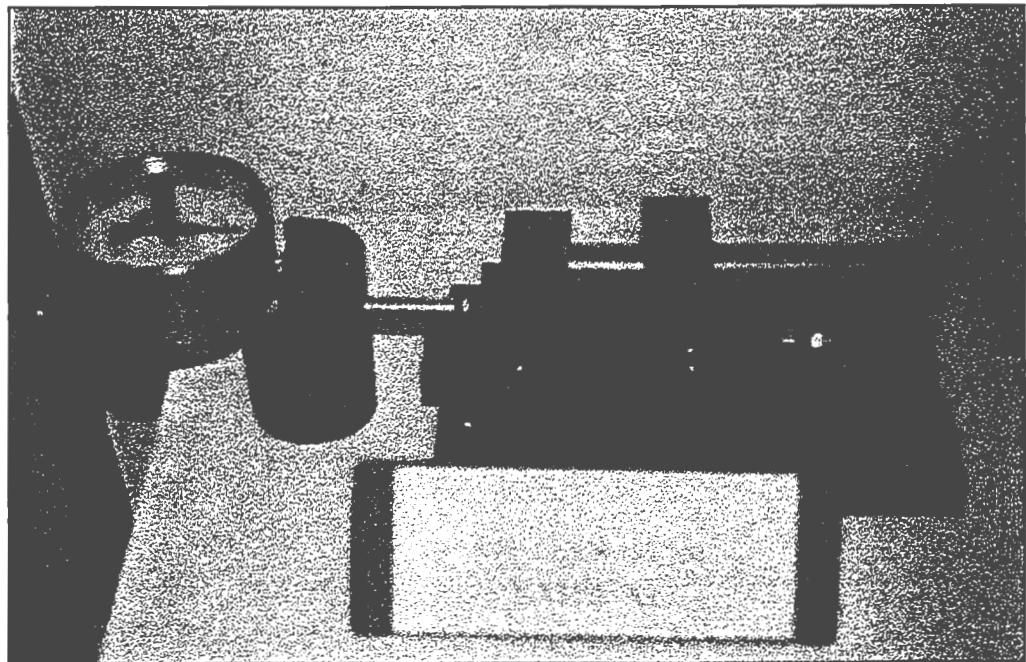


FIGURA 106 – Medidor de Empuxo

### **A.3.1.2 ANÁLISE DOS RESULTADOS.**

Os resultados obtidos com este experimento evidenciam a precariedade do instrumento utilizado, entretanto estes mesmos dados podem ser utilizados como base inicial de cálculos para projetos de câmaras de combustão onde se deseja utilizar os combustíveis analisados.

Levando-se em consideração que a combinação química dos componentes do combustível e do aglutinante, não são elementos com bom índice de pureza, podemos também entender as variações observadas entre os empuxos e os respectivos tempos.

### **A.3.2 TESTE HIDROSTÁTICO**

O objetivo deste teste é determinar a pressão máxima suportado por tubos de papel resinado. O dispositivo preenche o interior do tubo com um fluido hidráulico, até que haja ruptura do material, a pressão máxima suportada é indicada em um manômetro com ponteiro de arrasto. Este experimento possibilitará o uso de pressões próximas ao limite suportado pelo tubo, melhorando assim o empuxo do motor-foguete que utilizam os tubos analisados.

#### **A.3.2.1 INTRODUÇÃO**

A determinação da pressão limite de tubos para motores foguetes é fator fundamental para se ter um motor otimizado. Através da pressão limite pode-se determinar o melhor combustível e conseqüentemente a melhor velocidade de ejeção para o foguete em estudo. Adotando-se um coeficiente de segurança trabalha-se com a pressão de combustão próxima ao limite suportado pelo tubo.

Neste experimento utilizou-se um equipamento para forçar óleo para dentro do tubo em teste até que acontece a ruptura da parede, no momento exato da quebra um ponteiro de arrasto instalado em um manômetro registra a pressão limite alcançada pelo tubo, foram repetidos dez ensaios para cada tubo. Os resultados obtidos com o teste hidrostático foram comparados com valores de ensaio de tração do mesmo tubo, obtendo assim um melhor coeficiente de segurança, pois o erro verificado entre um experimento e outro foi incorporado à variação de pressão limite.

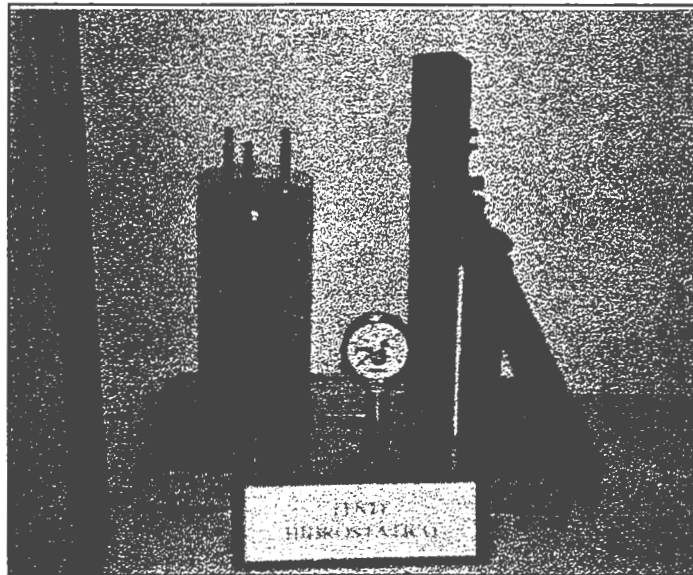


FIGURA 107 – Teste Hidrostático.

#### A.3.2.2 CÂMARA DE COMBUSTÃO

O dimensionamento da câmara de combustão é feito com base no tipo de propelente a ser usado e principalmente na pressão de combustão deste. A espessura da parede da câmara dependerá do material a ser escolhido. No caso do uso de propelentes com altos índices de elasticidade e pequenas elongações é conveniente adotarem-se materiais com grandes valores de módulo de elasticidade, pois o choque inicial de pressão na câmara de combustão pode criar fraturas das paredes conforme o tipo de material utilizado.

Como a espessura da parede pode ser geralmente considerada pequena, pode-se no caso do tubo-motor, supor que a tensão que resulta da pressão de combustão é uniformemente distribuída pela parede no sentido transversal. Além disso considera-se apropriadamente que a pressão na câmara de combustão é homogênea.

Tem-se que  $P_c$  é a pressão de combustão, e  $e$  a espessura, e  $d$  o diâmetro interno da câmara de combustão.

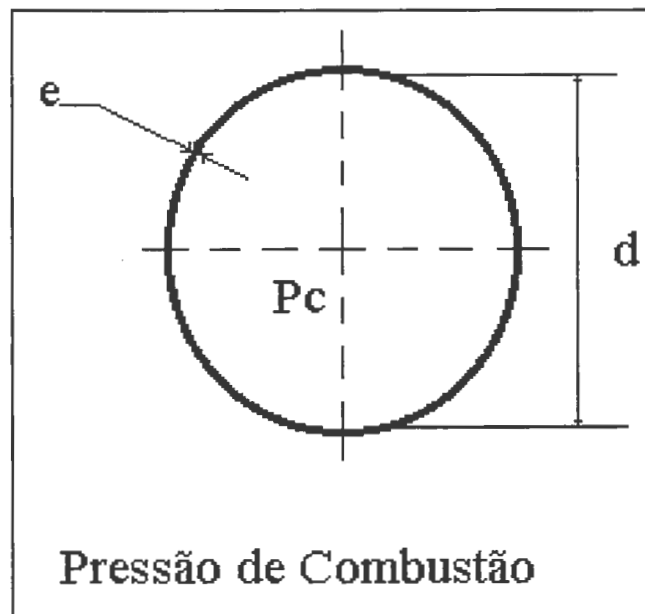


FIGURA 108 – Pressão de Combustão.

A força que tende a separar as metades da câmara de combustão é:

$$P_c \cdot d \cdot l \quad (62)$$

Onde:

$P_c$  - Pressão de combustão;

$d$  - diâmetro interno do tubo;

$l$  - comprimento do tubo motor.



Esta força é equilibrada pelas tensões tangenciais  $\sigma_t$ , que atua uniformemente sobre a área  $2 \cdot l$ , como mostra a figura 105.

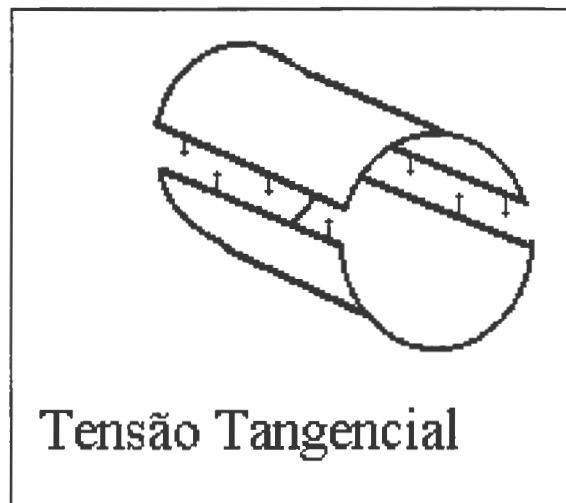


FIGURA 109 – Tensão Tangencial.

Tem-se então que:

$$P \cdot c \cdot d \cdot l = \sigma_t \cdot 2 \cdot e \cdot l \quad (63)$$

$$\sigma_t = \frac{P \cdot c \cdot d}{2 \cdot e}$$

Esta tensão tangencial será a tensão admissível do material utilizado.

### A.3.2.3 COEFICIENTE DE SEGURANÇA

Para que o projeto atenda às condições de segurança e custo, deverá ser escolhido um coeficiente de segurança adequado. Pode-se para tanto utilizar a seguinte expressão.

$$K = x \cdot y \cdot z \cdot w \quad (64)$$

x - Fator do tipo de material.

x = 1 para materiais compostos.

x = 1,5 para aços ligas.

x = 2 para materiais comuns.

y - Fator do tipo de sollicitação.

y = 1 para carga constante.

y = 2 para carga intermitente.

y = 3 para carga alternada.

z - Fator do tipo de carga.

z = 1 para carga gradual.

z = 1,5 para choques leves.

z = 2 para choques bruscos.

w = Fator de precaução.

w = 1 a 1,5 para aços e materiais compostos.

w = 1,5 a 2 para ferro-fundido.

Sabendo-se calcular o coeficiente de segurança, tem-se que:

$$\sigma_{adm} = \frac{\sigma_e}{K} \quad (65)$$

Onde:

$\sigma_e$  = Tensão de escoamento do material.

K = Coeficiente de segurança.

$\sigma_{adm}$  = Tensão admissível.

Portanto,

$$\sigma_t = \frac{Pc.d}{2.e} \quad (66)$$

$$\sigma_{adm} = \frac{Pc.d}{2.e} \quad (67)$$

$$\sigma_e = \frac{Pc.d.K}{2.e} \quad (68)$$

#### A.3.2.4 DESCRIÇÃO DO MÉTODO

Foi construído um equipamento que consiste em um *êmbolo* com três *anéis o'ring* que através do movimento de uma alavanca bombeia óleo para o interior do tubo de fenolite. Na própria *camisa* do *êmbolo* existe um orifício por onde o óleo entra, o movimento do *êmbolo* fecha o orifício lateral e força o óleo através de uma válvula do tipo *by pass* (sentido único), que impede o óleo de retornar à *câmara do êmbolo*. Um manômetro com ponteiro de arrasto indica a pressão ao qual o sistema está submetido, inclusive no tubo de fenolite. O tubo é preso por duas flanges parafusadas com três varões de 8,0 mm de diâmetro, o óleo entra pela parte inferior da flange e na parte superior da flange existe uma válvula de sangria para saída de todo o ar do sistema. Entre o tubo de fenolite e as flanges tem dois anéis de plastiprene com objetivo de vedar a junção tubo/flange.

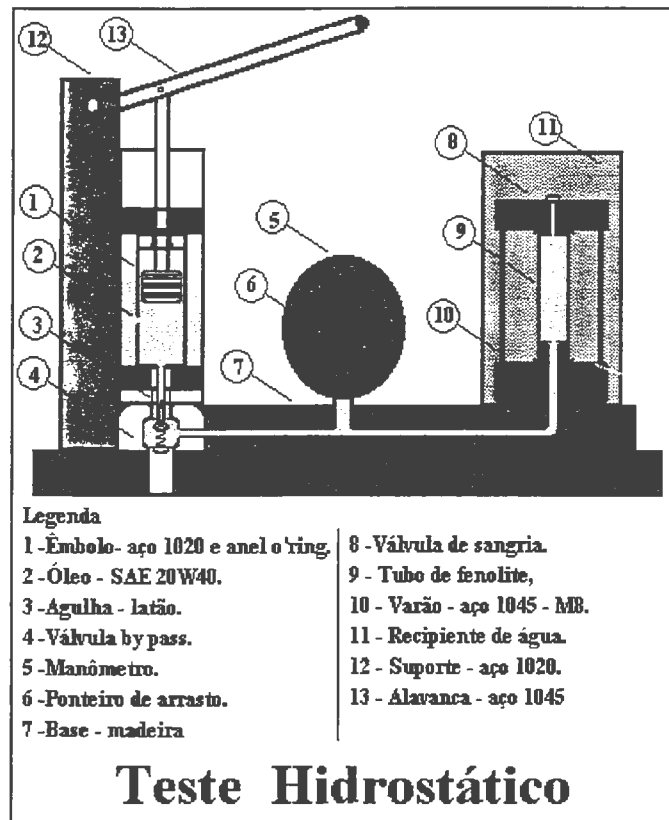


FIGURA 110 – Desenho esquemático do teste hidrostático.

#### A.3.2.5 EXPERIMENTO

Começa-se zerando o ponteiro de arrasto do manômetro. Prende-se um tubo de fenolite com as dimensões indicadas na figura 105, entre o tubo e as flanges acomoda-se dois anéis de plastiprene. Retira-se o êmbolo e coloca-se óleo SAE 20W40 até a 50 mm da extremidade da camisa. Recoloca-se o êmbolo.

Solta-se o parafuso da válvula de sangria. Utilizando a alavanca bombeia óleo até que o mesmo vaze pelo orifício da válvula de sangria. Aperta-se o parafuso da válvula de sangria. Nesta operação retira-se todo o ar de dentro do sistema, pois como o ar é muito compressível, contendo ar no sistema a pressão limite pode ser mascarada e indicar um valor irreal.

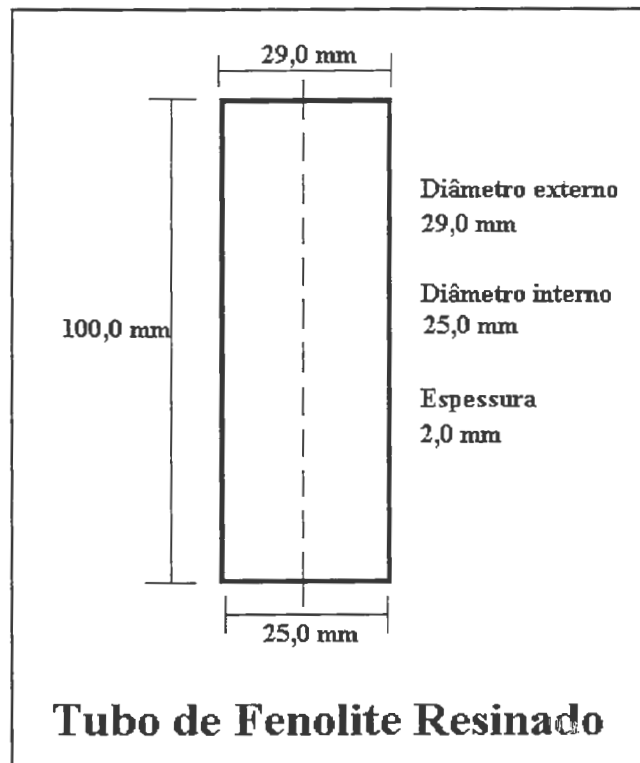


FIGURA 111 – Tubo de Fenolite

Movimentando-se a alavanca lentamente observa-se o manômetro no intuito de verificar se a pressão está se mantendo, caso o ponteiro esteja descendo, aperta-se 1/3 de volta o parafuso da válvula by pass, prossegue-se desta maneira até que quando bombeado o óleo o ponteiro fique estático.

Enche-se o recipiente com água. O objetivo da água é impedir que o óleo saia em jatos muito fortes depois do rompimento do tubo.

Procura-se movimentar a alavanca em movimentos repetitivos, elevando e abaixando sempre nos mesmos pontos.

Movimenta-se a alavanca até que o tubo rompa a parede, anota-se a pressão limite indicada no ponteiro de arrasto, zera-se o manômetro e repete-se a operação dez vezes.

### A.3.2.6 RESULTADOS EXPERIMENTAIS

TABELA 41 – Pressão Limite no Tubo-motor

Medida	Pressão (kgf/cm <sup>2</sup> )	Tipo de Ruptura
1	211	Longitudinal
2	215	Longitudinal
3	187	Transversal
4	210	Longitudinal
5	208	Longitudinal
6	215	Longitudinal
7	210	Longitudinal
8	214	Longitudinal
9	212	Longitudinal
10	211	Longitudinal
Média	209,3	-

Obs. O tubo 3 apresentou valor fora da curva e trinca diferente dos demais.

TABELA 42 – Ensaio de Tração do Tubo-motor

Ensaio	Tensão (kgf/cm <sup>2</sup> )	Ruptura
1	1398	Transversal
2	1410	Transversal
3	1400	Transversal

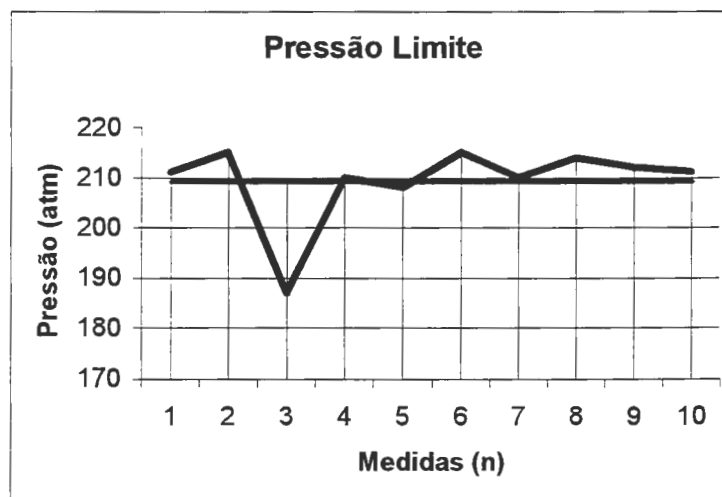


FIGURA 112 – Gráfico do Limite de Pressão Experimental e Teórico

Obs. No ensaio de tração foram ensaiados três corpos de prova, pois os primeiros ensaios ficaram próximos da tensão nominal fornecida pelo fabricante que é de 1400 kgf/cm<sup>2</sup>.

### A.3.2.7 MEMORIAL DE CÁLCULOS

Coefficiente de segurança.

$$K = x \cdot y \cdot z \cdot w \quad (69)$$

Dados:

$$x = 1;$$

$$y = 1;$$

$$z = 1,5;$$

$$w = 1.$$

$$K = 1.1.1,5.1$$

$$K = 1,5$$

Segundo o ensaio de tração

Adotaremos a tensão nominal de 1300 kgf/cm<sup>2</sup>, que apresenta um erro de apenas 0,2% em relação aos dados experimentais.

$$\sigma_e = \frac{P_c \cdot d}{2 \cdot e} \quad (70)$$

Dados:

$$\sigma_e = 1400 \text{ kgf/cm}^2;$$

$$P_c = ?$$

$d = 2,0 \text{ cm}$ :

$e = 0,15 \text{ cm}$

$$P_c = \frac{\sigma_e \cdot 2 \cdot e}{d}$$

$$P_c = 210 \text{ kgf/cm}^2$$

Segundo o ensaio de tração a Pressão de combustão máxima suportada pelo tubo é de  $P_c = 210 \text{ kgf/cm}^2$ . Utilizaremos a pressão média conseguida no Teste Hidrostático, que é de  $209,3 \text{ kgf/cm}^2$ , erro de 0,3% em relação ao ensaio de tração.

Utilizaremos agora o coeficiente de segurança  $K = 1,5$

$$\sigma_e = \frac{P_c \cdot d \cdot K}{2 \cdot e}$$

$$P_c = \frac{\sigma_e \cdot 2 \cdot e}{d \cdot K}$$

$$P_c = 140 \text{ kgf/cm}^2$$

Comparando com o ensaio de tração que apresentou erro de 0,3%, estipularemos este erro para aumentar a nossa margem de segurança.

Então teremos a nossa pressão limite para o tudo de fenolite diâmetro interno de 25,0 mm e 2,0 mm de espessura.

$$P_c = 139,58 \text{ kgf/cm}^2$$



Segundo cálculo estequiométrico a pressão de combustão máxima ficou em torno de 40 atm. portanto dentro do cálculo de pressão máxima suportada pelo tubo de fenolite.

#### **A.3.2.8 ANÁLISE DOS RESULTADOS**

Os valores observados neste experimento estão coerentes se comparados com métodos diferentes de obtenção de Pressão de Combustão, como realizamos através do Teste Hidrostático e do Ensaio de Tração. Quando se adotou o erro entre os métodos no resultado final aumentou-se o coeficiente de segurança.

#### **A.3.2.9 CONCLUSÃO**

Este experimento nos possibilita projetar pequenos foguetes que utilizam polypal como combustível (pólvora e parafina), modificando-se a razão de mistura modifica-se a pressão de combustão, ou seja uma mistura com 5 partes de pólvora e uma de parafina proporciona pressão maior do que uma mistura de 4X1. Com a relação de pressão das várias misturas de polypal adequamos a proporção que mais se aproxima da pressão de 106,16 kgf/cm<sup>2</sup>.

Alguns projetista analisam o combustível primeiro e depois calculam a espessura do tubo que satisfaz a Pressão Limite do combustível analisado. Este método que desenvolvemos vem satisfazendo as necessidades dos projetos em que estamos trabalhando.

## ANEXO B

### FOGUETES PARA AEROFOTOGRAMETRIA

#### B.1 - UTILIZAÇÃO DE PEQUENOS FOGUETES EM AEROFOTOGRAMETRIA.

Com o advento dos satélites a aerofotogrametria se restringiu a estudos de baixa escala, desta forma com uma menor demanda os custos de operação dos sistemas convencionais (aviões para aerofotogrametria) se tornaram alto. Com objetivo de apresentar uma alternativa para usuários deste tipo de serviço foi desenvolvido um sistema para se obter fotografias aérea de baixo custo utilizando pequenos foguetes.

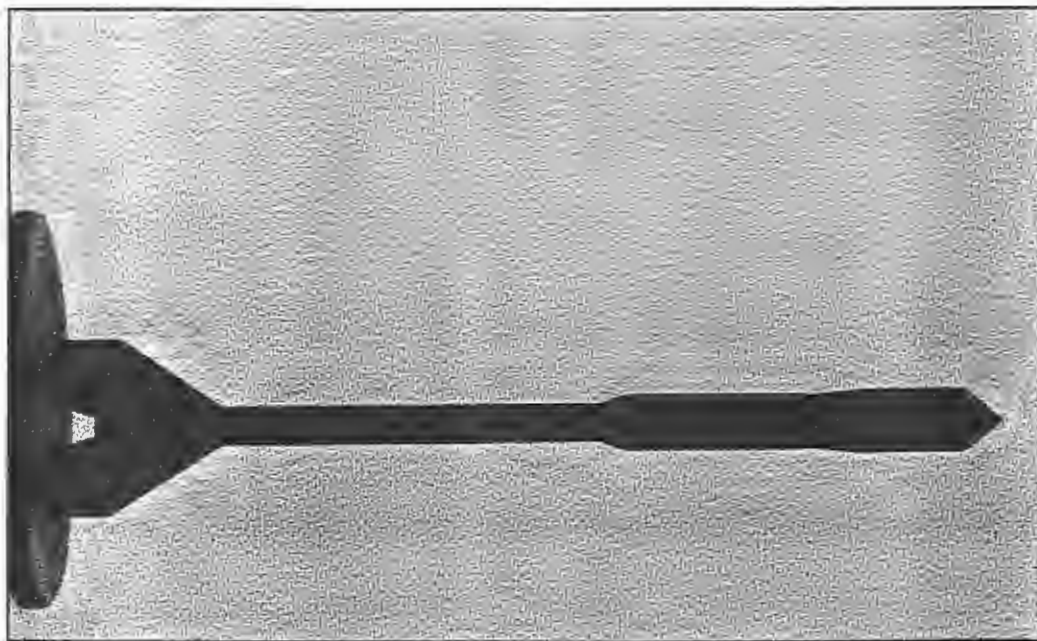


FIGURA 113 – Detalhe do foguete usado para fotos aérea.

O foguete estudado neste trabalho tem como objetivo levar uma carga útil com câmara fotográfica e computador de bordo capaz de realizar uma seqüência de 40 fotos. Até o momento foram efetuados diversos trabalhos para outros pesquisadores que utilizam fotos aérea.

### B.1.1 - DESCRIÇÃO DO EQUIPAMENTO DE AEROFOTOGRAFIA

Atualmente se utiliza fotos aérea obtidas através de aviões equipados com câmaras especiais e “spots”, conseguidos através de satélites de Sensoriamento remoto.

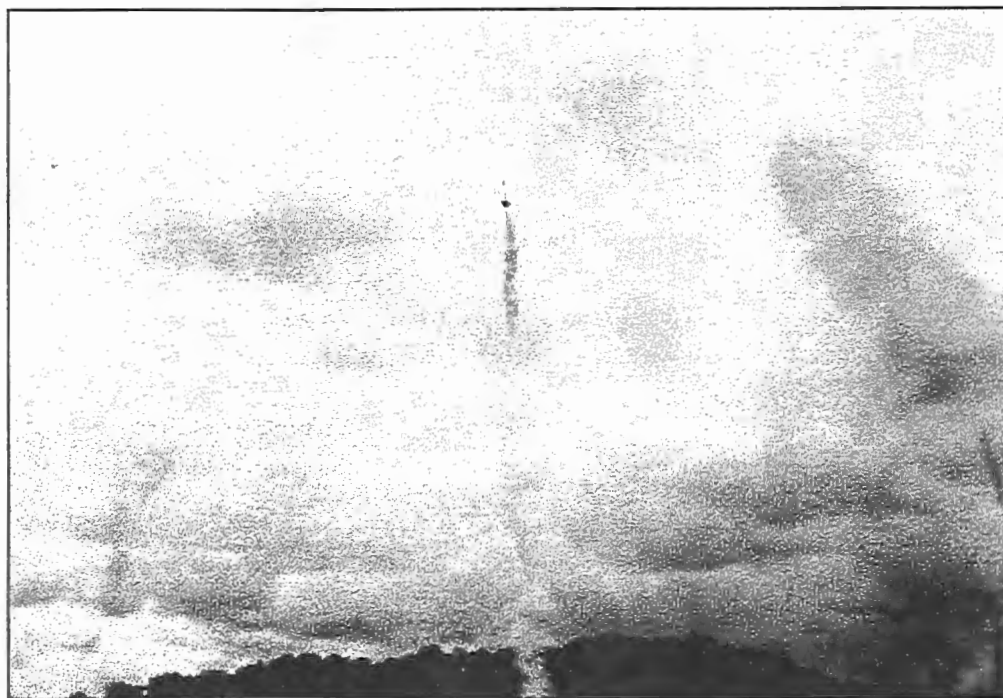


FIGURA 114 – Lançamento do foguete com câmara fotográfica.

Nestes sistemas convencionais existem o inconveniente dos chamados pontos escuros onde os satélites não fotografam e o alto custo de uma seqüência de fotos feitas com avião.

A proposta deste trabalho é utilizar um foguete de pequeno porte com alcance de 2.000 metros. A carga útil deste foguete é uma câmara fotográfica de 35 mm com capacidade de 40 fotos. A câmara é abandonada no ponto mais alto da trajetória e retorna ao solo assistida por um pára-quadras, no período de queda, um circuito eletrônico dispara a câmara com intervalos controlados estabelecendo assim a escala da seqüência de fotos. Este sistema se mostra eficaz e de simples utilização visto que necessita de apenas um operador, tanto para o lançamento como para a recuperação da câmara, que retorna ao solo há poucos metros de onde o foguete foi lançado.



FIGURA 115 – Câmara Fotográfica.

Dos vários tipos de Satélites que atualmente orbitam o nosso planeta uma grande parte se destina à radiossondagem para mapeamento, estudo de vegetação, minerais, etc. O Brasil com uma grande extensão territorial encontra algumas dificuldades para se obter fotografias de regiões com baixo interesse econômico, são os chamados pontos escuros, principalmente nas regiões norte e nordeste do país. Vários países ditos de terceiro mundo, também enfrentam dificuldades, pois em muitos casos não há interesse para que se posicionem os satélites para estas regiões.

As Instituições que utilizam fotografias aéreas as adquirem da NASA National Aeronautical and Space Administration, da ESA - Europe Space Agency e do INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Quando as fotos solicitadas estão nos pontos escuros, a única saída são as fotos obtidas através de aviões, este tipo de fotos são limitadas com relação à escala e apresentam um alto custo. Mesmo as fotos obtidas com aviões também são limitadas pela autonomia do avião visto que são poucos aviões equipados com câmaras para foto aérea e em muitos casos necessitam de pistas especiais, o que torna inviável por exemplo uma seqüência de fotos em regiões distantes de aeroportos.

Com um foguete de combustível sólido, figura 1, monoestágio de pequeno porte, calibre de 29 mm e 500 mm de comprimento, é possível lançar uma micro-câmara fotográfica a uma altitude de 1000 metros, possibilitando efetuar fotos aérea da região de onde se efetuou o lançamento. As fotos obtidas podem ser utilizadas tais quais as fotos obtidas com os satélites com o inconveniente de não serem corrigidas as aberrações cromáticas devido ao diâmetro reduzido da lente. Este problema pode ser solucionado conseguindo-se várias fotos do local e fazendo sobreposição das mesmas.

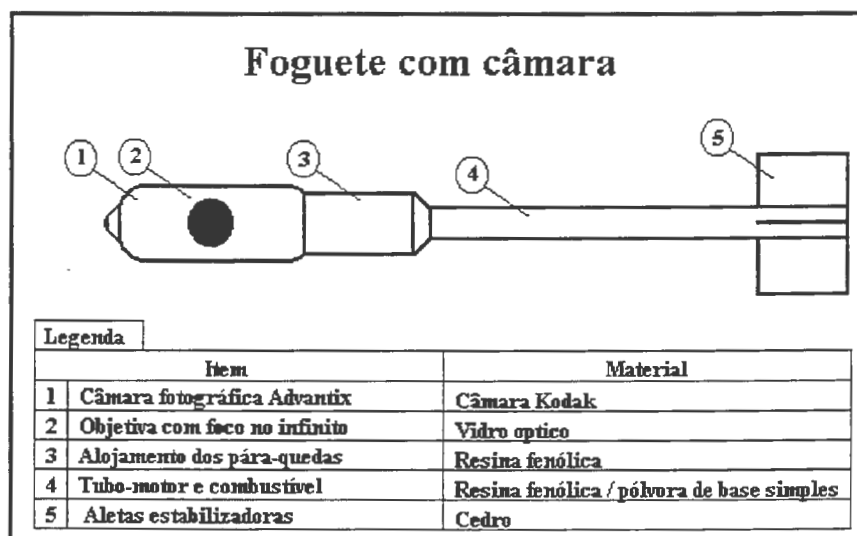


FIGURA 116 - Conjunto foguete e câmara.

Após o acionamento do foguete o conjunto é deslocado em trajetória retilínea durante 7,6 segundos, (figura 2) até altitude de aproximadamente 1.700 metros com o motor foguete em funcionamento até o término do combustível, após este patamar é acionado a carga de retardo, esta carga permite ao foguete alcançar o ponto mais alto da trajetória, 2.000 metros, antes de ejetar a micro-câmara. A carga de retardo funciona como um pavio que queima durante 3 segundos e depois aciona a carga de ejeção. A carga de ejeção quando acionada impulsiona a câmara com o pára-quedas, para fora do conjunto foguete. Após a ejeção, o pára-quedas se abre e é acionado o *Basic Stamp* - circuito eletrônico responsável pelo rebobinamento do filme e operação do obturador.

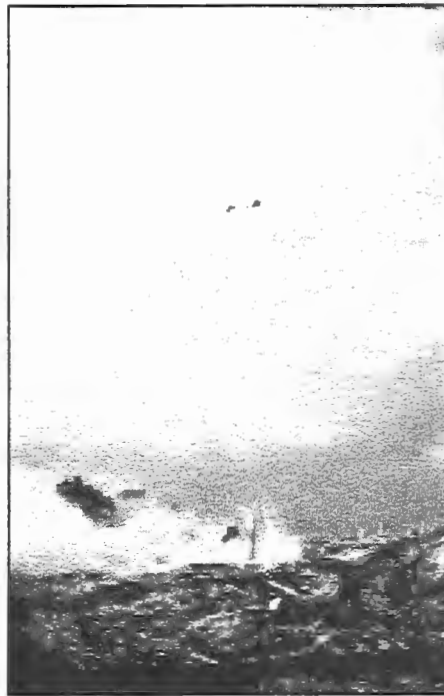


FIGURA 117 – Ensaio de separação da câmara.

A cada 1,00 segundo é efetuado uma foto, até que se esgote o filme com 40 fotos. Cada foto tem uma escala diferente da outra, com um sensor Motorola MPX5100 mede-se a pressão a cada seqüência de quatro fotos, com o parâmetro da primeira foto se estabelece as escalas seguintes.

O Valor de cada escala é gravado na memória do Basic Stamp e depois recuperada através de um computador pessoal. Para regiões de fácil acesso a recuperação da micro-câmara é feita através da simples observação da queda através do pára-quadras, onde se usa cores vivas para melhor visualização. Em terrenos acidentados utiliza-se um pequeno circuito eletrônico emissor de sinais sonoros. Na maioria das utilizações a câmara pode ser recuperada apenas se observando a queda.

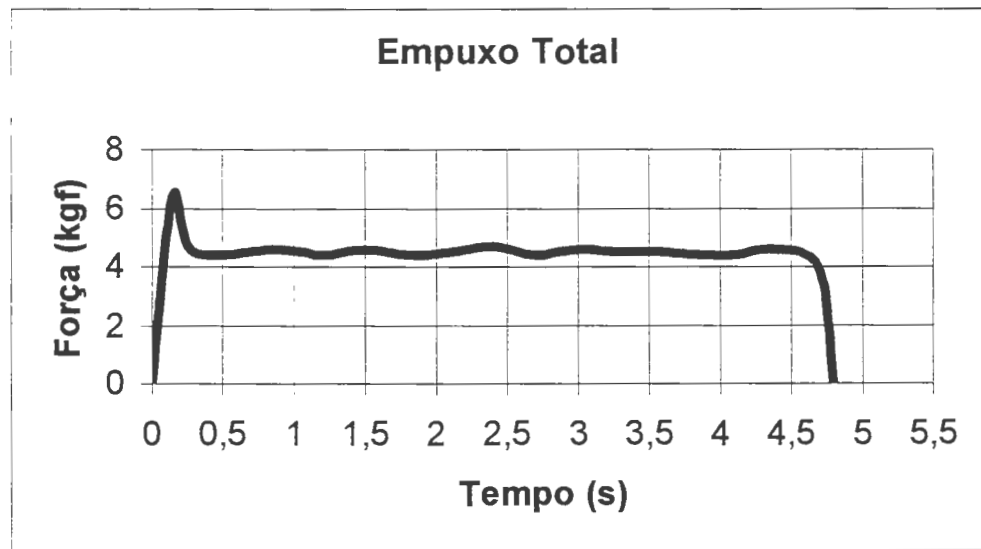


FIGURA 118 - Gráfico de empuxo do foguete.

O foguete utilizado para o lançamento também desce com pára-quadras que é ejetado juntamente com a câmara.

## B.2 - DETERMINAÇÃO DA ESCALA DA SEQUÊNCIA

O intervalo entre uma foto e outra pode ser alterado reestruturando o programa gravado em linguagem *Basic* no *Basic Stamp*. Adotando o intervalo de 1,00 segundo entre uma foto e outra para se determinar a escala das fotos tem-se:

### B.3 VELOCIDADE DE QUEDA

$$P = \frac{1}{2} c_x \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \quad (71)$$

Dados:

$$P = m \cdot g = 3,78 \text{ N};$$

$$S = \pi \cdot r^2 = 0,3318 \text{ m}^2;$$

Assim:

$$v = 3,83 \text{ m/s}$$

Escala

$$e = \frac{1}{\frac{h}{f}} \quad (72)$$

Dados:

$$h = 2.000 \text{ m};$$

$$f = 0,0249 \text{ m.}$$

$$e = 1 \times 2000 \text{ aproximadamente}$$

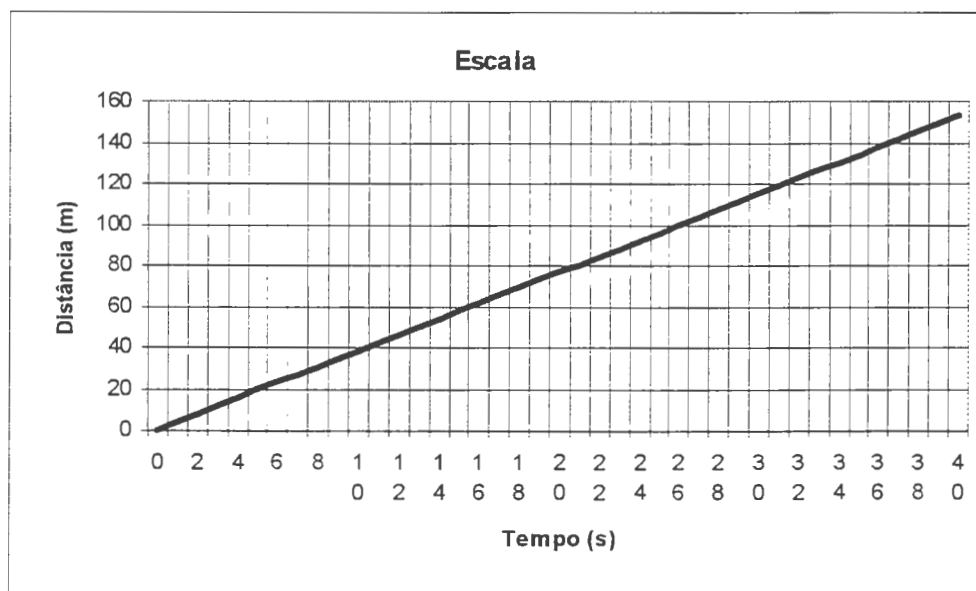


FIGURA 119 - Gráfico do tempo de cada foto pela distância percorrida pela câmara.

O valor de  $e$  corresponde à primeira foto, com a velocidade de queda e o tempo entre uma foto e outra se estabelece a escala das fotos subsequentes.



Utilizando o Sensor Motorola MPX5100, tem-se a pressão atmosférica gravada a cada seqüência de 4 fotos, utilizando um gráfico de pressão X altitude estabelece-se também a altitude de cada seqüência, como a pressão atmosférica varia com fatores externos, compara-se o primeiro método da velocidade de queda e o método com sensor e verifica-se a escala aproximada. Experimentos demonstraram que o erro de escala fica em 10%.

## **B.4 RESULTADOS**

Dos vários testes realizados conseguiu-se um aproveitamento de 75% das fotos, as demais apresentaram distorções principalmente nas bordas (aberrações cromáticas).

A escala estabelecida apresenta um erro em torno de 15%. Este valor é teórico, com a utilização do sensor Motorola MPX5100 consegue-se a escala da seqüência de cada quatro fotos e erro de 0,5% que é a variação do sensor.

### **B.4.1 ANÁLISE DOS RESULTADOS**

As aberrações cromáticas acontecem devido ao reduzido diâmetro da lente, impedindo correções. As distorções de foco foram observadas nas primeiras fotos da seqüência, isto devido ao tempo gasto para o conjunto se estabilizar na queda, até então acontece um movimento giratório devido ao formato do pára-quadras. O erro observado na escala é devido aos valores aproximados do alcance do foguete, que varia de acordo com condições climáticas e características construtivas, entretanto estes valores podem ser corrigidos se estabelecendo um parâmetro conhecido no solo para determinação da escala e com o sensor MPX5100 o erro de escala fica em torno de 0,5%.



FIGURA 120 – Foto Aérea do Parque Estadual da Serra do Mar.

#### B.4.2 CONCLUSÃO

O método apresentado neste trabalho não tem como objetivo a substituição dos métodos convencionais de foto aérea, a proposta é de servir de alternativa mais simples e de baixo custo para obtenção de fotos aérea com média qualidade.



FIGURA 121 – Foto Aérea da Pista de Aerodelismo da UFSCar.

A mobilidade do sistema também é ponto favorável na escolha deste método, visto que todo o conjunto foguete e câmara pode ser operado por uma única pessoa, inclusive em regiões de terreno acidentado. Outra qualidade deste método é uma seqüência de várias escalas em um mesmo eixo. Todos os materiais utilizados neste trabalho são de produção comum, tornando o custo de operação muito baixo se comparado com os métodos convencionais.

### **B.5 - UTILIZAÇÃO DO BASIC STAMP**

Circuito eletrônico responsável pelo controle da Câmara fotográfica, pelo sensor MPX5100 e pelo rebobinamento do filme.

O Basic Stamp é um micro-controlador programável fabricado pela Parallax, este modelo que estamos utilizando é o Stamp-1 de 500 Kbytes de memória.

O Basic Stamp utiliza linguagem Basic, o programa é feito em um computador PC e transferido para o Stamp através da porta serial utilizada para a impressora. A alimentação é com uma bateria de 9 Volts.

O programa de operação do Stamp que foi utilizado neste experimento tem as seguintes características:

- 1 – Ao ser acionado, inicia contagem de 4 segundos, tempo responsável pela estabilização do conjunto câmara/pára-quadras;
- 2 – Aciona a câmara fotográfica com tempo de 0,2 segundos;
- 3 – Temporiza 0,5 segundos, tempo responsável pelo movimento do filme;
- 4 – Faz leitura no sensor de pressão Motorola MPX5100 e grava o valor indexado ao número da foto;

5 – Repete o ciclo até quarenta fotos e rebobina o filme.

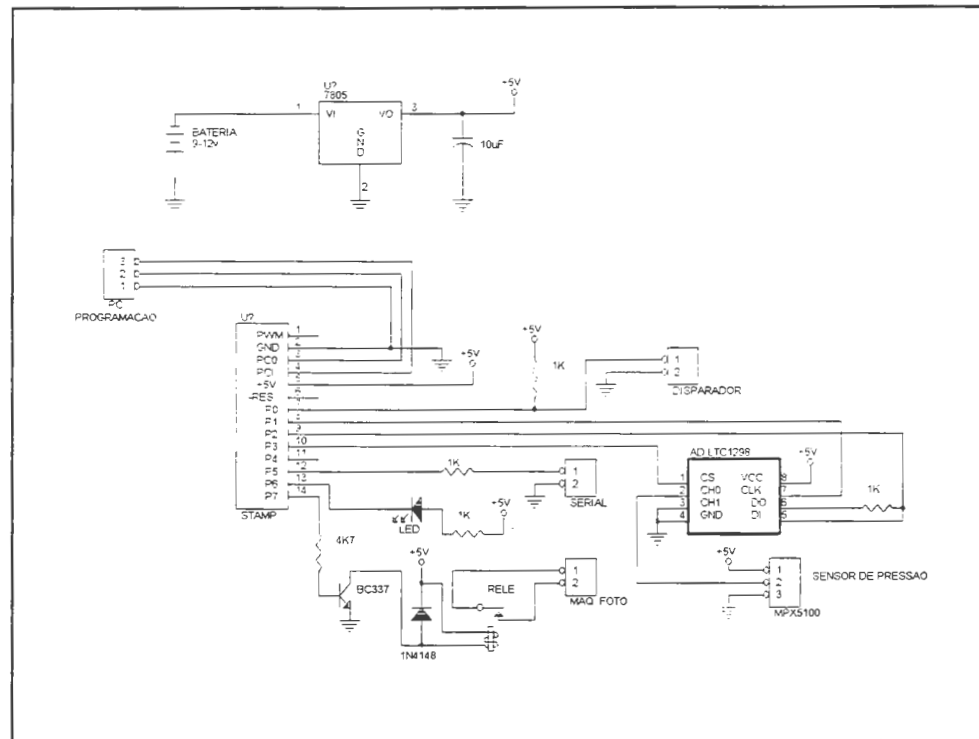


FIGURA 122 – Esquema eletrônico do Basic Stamp e do sensor Motorola.

## B.6 APLICAÇÕES DE FOTO AÉREA COM FOGUETES

### B.6.1 INTRODUÇÃO

Com o desenvolvimento da geração de imagens orbitais e o aperfeiçoamento das técnicas e tecnologia de interpretação e processamento de informações em modos multi e hiperespectrais, observou-se um paulatino desuso da fotografia aérea tradicional. De fato, as imagens de satélite apresentam uma série de vantagens, como a periodicidade regular de cenas, maior capacidade de atualização de processos na superfície terrestre, inclusão de maior campo do espectro eletromagnético e está associada a um aporte tecnológico de tratamento e edição dos produtos gerados.

Por outro lado, as fotografias aéreas tradicionais possuem vantagens, por sua maior resolução espacial, pelas possibilidades de identificação de objetos (espécies vegetais, por exemplo), possibilidade de avaliação direta, de alvos, pois a fotografia é um signo icônico; por este último aspecto que ela também deve preceder didaticamente. ao nível do ensino, o estudo do padrão espectral.

As aerofotos, devido ao alto custo de geração, também tiveram redução de demanda, o que tem limitado a fotointerpretação a cenas antigas, principalmente ao nível do ensino.

Isto limita muito a atividade didática, especialmente em disciplinas que trabalham com temas sujeitos a grande dinamismo, como o uso da terra, urbanização, etc. e outras, em que a fotografia aérea colorida permite certos tipos de estudo específicos, como em florestas (cálculo de volume de madeira, volume de fitomassa, densidade de indivíduos, etc.) e biogeografia (distribuição e espécies e populações, por exemplo).

Recentes transformações de paradigma dentro das ciências ambientais, especialmente ecologia e geografia, tem se manifestado, através de um campo de estudos denominado de *ecologia da paisagem*.

### **B.6.2 ECOLOGIA DA PAISAGEM**

A consequência imediata dos estudos em ecologia da paisagem, foi a universalização do Sensoriamento remoto como ferramenta fundamental também para as ciências biológicas. Trouxe também várias perspectivas da teoria ecológica para os estudos geoecológicos, integrando outros níveis de organização, já que normalmente trabalhavam-se apenas níveis de organização acima de ecossistemas.

Embora importante, este processo de valorização do Sensoriamento remoto, incidiu apenas sobre as imagens de satélite, com o incremento das técnicas de processamento digital, deixando de lado uma grande parcela de possibilidade para se obter aerofotos.

Somente em um segundo momento, com o desenvolvimento teórico da ecologia da paisagem, principalmente através da abordagem em múltipla escala, é que colocou-se a necessidade revalorizar e de viabilizar a captação de aerofotos por métodos convencionais.

Para contribuir neste processo de desenvolvimento, este trabalho firmou os seguintes objetivos :

- a) Obter fotografias aéreas coloridas e em infravermelho, com qualidade técnica e baixo custo financeiro.
- b) Contribuir para o desenvolvimento teórico-metodológico da ecologia da paisagem, com a geração de aerofotos em múltiplas escalas.
- c) Desenvolver, a partir dos itens anteriores, elementos de cunho didático e pedagógico, para o ensino de Sensoriamento remoto e ecologia da paisagem.

A ecologia da paisagem é um campo de estudos de múltiplas facetas, já que vem se desenvolvendo com perspectivas diferenciadas nas geo e biociências.

Embora o termo paisagem possa ser considerado como sinônimo da superfície terrestre (normalmente em sua dimensão espacial), a distinção fundamental se dá no fato de que para a perspectiva geocológica, paisagem é o sistema em estudo, e para a perspectiva bioecológica, a paisagem é um referencial de enquadramento dos processos ecológicos.

Desse modo, tem-se procurado desdobrar a ecologia da paisagem em dois segmentos PICCOLO(1995): ecologia da paisagem, característica da abordagem geoecológica, onde o termo ecologia indica o funcionamento da paisagem, as trocas entre seus elementos constituintes, naturais e/ou humanos, e ecologia na paisagem, característica da abordagem bioecológica, onde o termo paisagem apresenta-se como um referencial para relações espaciais e temporais e da dimensão escalar dos processos ecológicos.

Tem-se também procurado criar itinerários metodológicos, no sentido de aproximar estas “duas ecologias da paisagem”(Piccolo e Troppmair, 1994; Piccolo,1995).

A expansão dos estudos em ecologia da paisagem, especialmente no campo bioecológico, se deve ao fato da necessidade emergente de integração entre níveis de organização, a integração entre a perspectiva funcional e populacional, no estudo de ecossistemas e a importância descoberta do problema de escala.

Risser(1985), definiu a ecologia da paisagem, como o desenvolvimento de um campo de estudos com o objetivo de compreender, a dinâmica da heterogeneidade espacial, das interações espaciais e temporais e das trocas através de paisagens heterogêneas; a influência da heterogeneidade espacial em processos bióticos e abióticos e o manejo da heterogeneidade espacial (..), assim, a ecologia da paisagem estende a análise do ecossistema, para as fronteiras entre ecossistemas, especialmente quando esta fronteiras influenciam ou são influenciadas pelas atividades humanas (...), é o desenvolvimento de uma estrutura para análise ao nível da paisagem, que especificamente reconhece agroecossistemas e inter-relações ecológico-econômicas. Em tais análises, os atributos espaciais do comportamento do ecossistema, são fortemente combinados com atividades humanas, afetando o padrão espacial do movimento de energia e matéria ao nível da paisagem.”.

Considerando as diferentes linhas de pesquisa em ecologia da paisagem, temos no atido a itinerários estruturados na abordagem em múltipla escala STONE (1972); FOX (1992).

Geógrafos e especialistas em uso da terra, tem desenvolvido uma série de concepções representando as propriedades organizativas de paisagens e ambientes, com seus arranjos hierarquizados em diferentes escalas temporo-espaciais.

A abordagem em múltipla escala, está estreitamente associada a objetivos de classificação e hierarquização de paisagens e ecossistemas, onde há uma divisão dos dados de uma determinada área em significativamente diferentes grupos(unidades estruturais e funcionais) por escalas de observação, necessárias para descrever, analisar e representar esta distribuição(Stone, 1992).

As premissas básicas desta abordagem, no entanto, podem ser buscadas nos estudos clássicos dos primeiros fotointérpretes.

Como coloca MCCARTY et al(1956) e STONE(1972), “every change in scale will bring about the statement of new problem, and there is no basis for assuming that associations existing at one scale will also exist at another”.

A concepção básica do trabalho com escalas, dá-se considerando as relações entre níveis hierárquicos. O’NEILL (1986); URBAN et al (1987).

Embora extremamente complexa em hipóteses de trabalho para o estudo de relações inter-escalares, simplificadamente temos que:

- a) os processos são considerados conforme escalas de tempo e espaço; há relações entre níveis nos sentidos “up-down” e “bottom-up”, sendo que



- b) eventos que ocorrem em níveis de organização mais altos tem efeito mecanístico sobre os mais baixos, e a significância de eventos nos níveis mais baixos, só pode ser entendida quando analisado um nível superior acima.

Desse modo, geralmente eventos que ocorrem nos níveis mais altos nos permitem prever eventos nos níveis mais baixos e eventos nos níveis mais baixos, tendem a ser absorvidos em níveis mais altos; neste último caso, temos o fenômeno da *agregação* que, embora complexo do ponto de vista cognitivo, permite entrever que em certas escalas tempo e espaço fenômenos que ocorram nos níveis mais baixos, podem vir a modificar níveis mais altos.

### B.6.3 FOTOGRAFIAS AÉREAS EM MÚLTIPLAS ESCALAS

As fotografias aéreas deste projeto piloto foram geradas na região litorânea do Estado de São Paulo, através da vinculação de projetos de mestrado e doutorado, com o “Grupo Lenda Pesquisa Educativa”, da FATEC-SP IZOLA (1994).

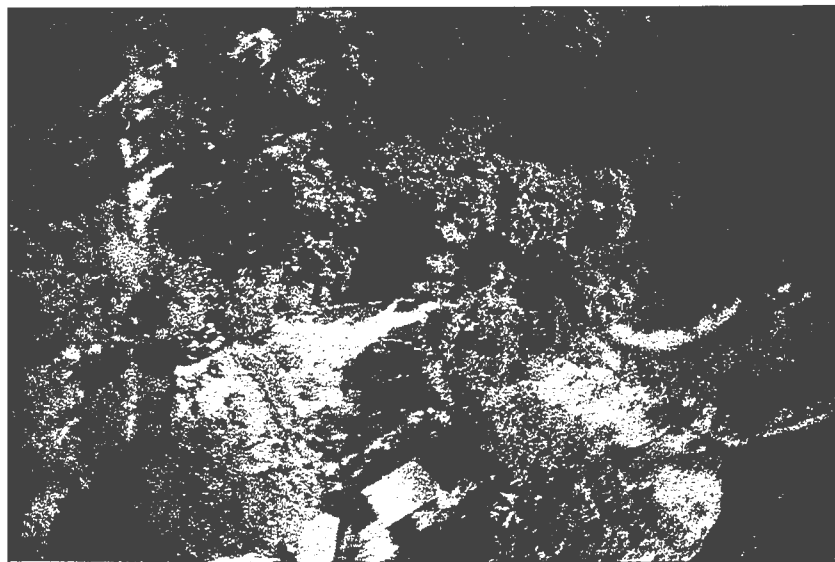


FIGURA 123 – Vila de Camburiú, região de Mata Atlântica.

A técnica de aerolevanteamento com melhor desempenho, foi a da geração de aerofotos através de pequenos foguetes.



FIGURA 124 – Lançamento do foguete número 5.

Os bons resultados atingidos, nos colocaram o desejo de continuar no desenvolvimento desta metodologia, com o aperfeiçoamento deste equipamento, o que de fato já estamos fazendo, especialmente no tocante aos seguintes itens:

- a) Ter a opção de trabalhar também com controle aerodinâmico do foguete, com este passo pode-se cobrir uma maior área, devido ao alcance melhorado do foguete.
- b) Controlar via rádio o pára-quedas, conseguindo assim melhorar a ortogonalidade das fotos.
- c) Controlar, também o ajuste do tempo de exposição do filme, paralelo ao movimento relativo do pára-quedas.

- d) Utilizar máquinas especiais que possibilitem a utilização de filme infravermelho.

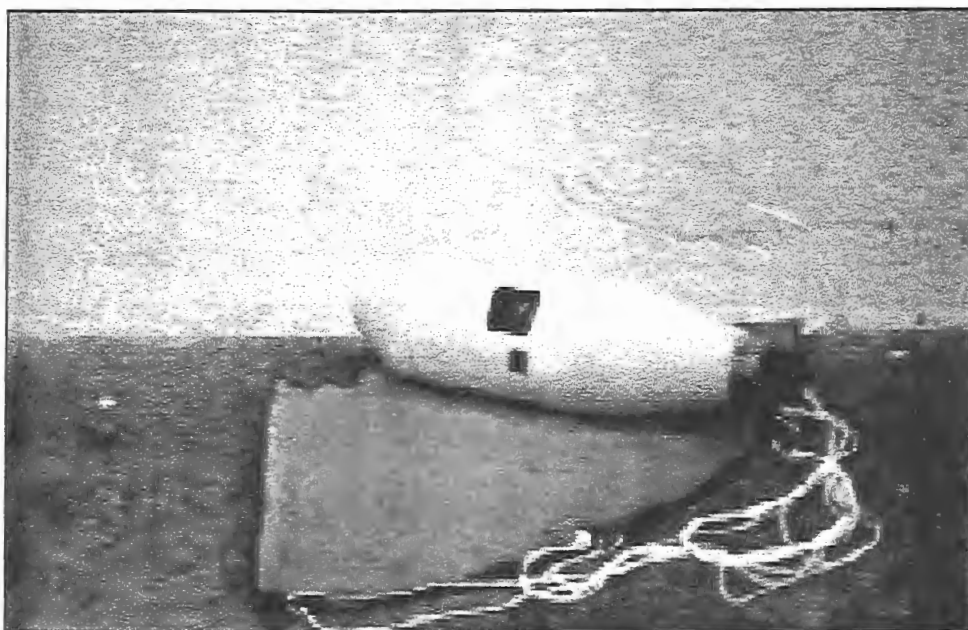


FIGURA 125 – Conjunto câmara/pára-quadras.

## B.7 CONSIDERAÇÕES FINAIS

O elemento central da possibilidade de geração de aerofotos em múltiplas escalas, esta no fato de que o arcabouço oferecido pelos sistemas de imageamentos orbitais, serem relativamente de alto custo e estarem estruturados em escalas de tempo e espaço fixas e regulares.

Em relação a este último aspecto, é interessante notar, que como conseqüência lógica dos pressupostos desenvolvidos em ecologia da paisagem, é o enquadramento espaço-temporal do fenômeno em estudo, que define a escala espacial, a extensão (o extensões) da cena e a escala temporal, sua periodicidade, como tempos curtos, longos, circular, linear, rítmico, arítmico, etc. (Piccolo, 1995).

Pensa-se que a superação das duas principais limitações dos sistemas de imageamento (definição a priori de escalas de captação e limite de resolução baixo, para permitir o estudo nos níveis de organização abaixo de ecossistemas), podem ser com sucesso alcançadas por esta técnica.

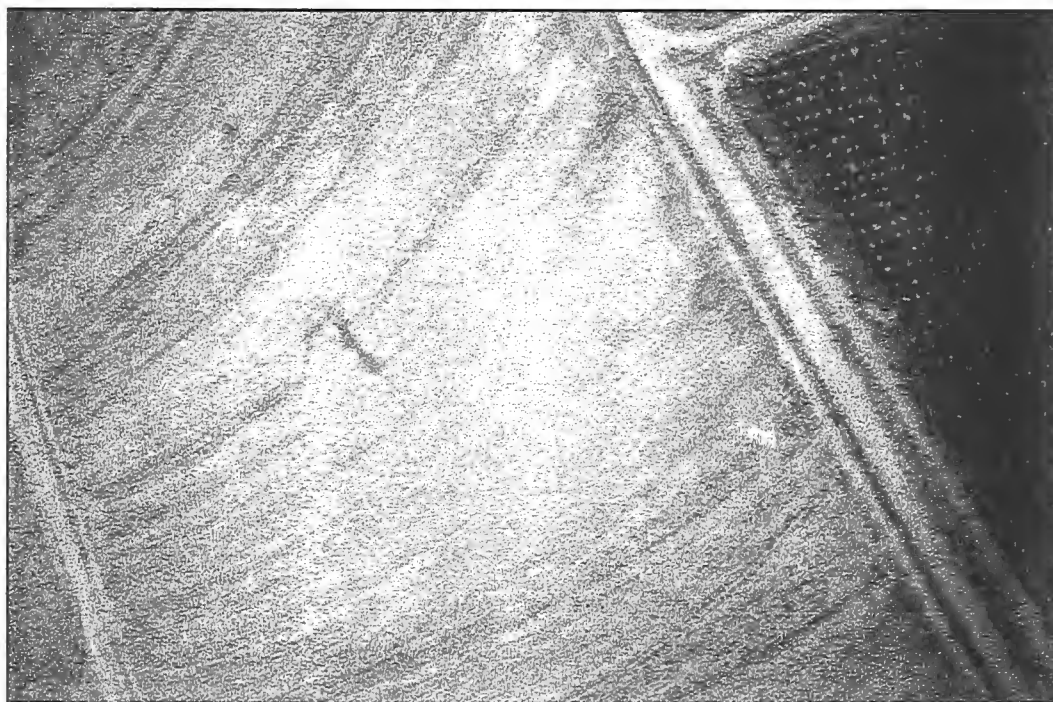


FIGURA 126 – Fazenda de pesquisa da EMBRAPA em São Carlos.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AIEX, R. Estudo Teórico do Coeficiente de Arrasto em Ogivas de Foguetes, Tese de Mestrado. IME, 1978.
- ATLI, V. Aerodynamics of Complex Bodies of Revolution. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1986.
- BENDAT, J. S. The Hilbert Transform and Applications to Correlation Measurements. Brüel & Kjaer. 1985.
- BONNIN, J.: “*Mécanique Expérimentale des Fluides*”. Paris-França. A LA Môme Librairie - 1964.
- BROWSON, James - Goddard Space Center, Determinando o Centro de Pressão de um Foguete, USA 1981.
- CATALANO, F. M. – Projeto, Construção e calibração de um Túnel Aerodinâmico de circuito aberto Tipo N.P.L de Secção Transversal Hexagonal, Dissertação de Mestrado, EESC-USP, 1988.
- COOK, G. E. – Ministry of Aviation ARC Current CP 523, London: 4.M.S), 1960.

- CORRÊA, LUIZ HENRIQUE BERNARDES.: "*Basic Stamp*<sup>®</sup> *Manual do Usuário*". São Paulo - SP. General Soft, 1995.
- COSTA, Manoel Neves da Costa. Ttrajetória e Estabilidade de Projéteis, tese de Mestrado, IME. 1978.
- DODGE, Barnet F. Pressure – Chemical Engineering Termodinamics. Mc Graw Hill Company. 1944.
- FARIA, Libório José - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Determinando o Centro de Pressão de um Foguete, ITA 1989.
- FOX, J. (1992). The Problem of Scale in Community resource Mangement. In: Environmental Managment, Vol. 16, n° 3.
- GLAUERT, H and Cowley, W. L. The Efect of the Lag of the Downwash on the Longitudinal Stability of an Aeroplane on the Rotary Derivative  $M_q$ . R&M. 1921.
- HANDBOOK, Engineering Handbook Chemical. 73ª Edição. London, 1993.
- HEBBAR, S. K. at al. Hight-Angle-of-Attack Wind-Tunnel Investigation of a Multimission Vehicle. AIAA. June 28. 1994.
- HOERNER, F. SIGHARD.: "Fluid - Dynamic Drag". Great Britain, 1965.
- I. Barkley Rosser, Robert R. Newton, George L. Gross. Mathematical Theory of Rochet Flight. Mc Graw Hill. 1947.

IME. Projeto do Curso de Industrial e de Armamentos, 1950, Rio de Janeiro.

IME. Foguete Teledirigido Ante-Carro - Instituto Militar de Engenharia - 1950.

INNOCENTI, Mario, Nasut, Francesco. Optimal Trajectory Analysis of High Angle Attack Missiles. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1996.

IZOLA , D. T. (1994). Foto Aérea com Foguetes de Pequeno Porte. Núcleo Discente de Tecnologia. FATEC, São Paulo.

IZOLA, Dawson Tadeu. Métodos de Cálculo para Mini-foguetes. 2ª Edição, Fatec-SP, 1996.

IZOLA, Dawson Tadeu.: “Lançamento de Micro-sonda com Câmara Fotográfica para Análise de Solos”. In: Brazilian Symposium on Aerospace Technology, n.II - São José dos Campos - SP. Anais . INPE 1994.

J. T. Sielawa - Perturbações da Trajetória dos foguetes, em vôo livre, causadas pelo vento. - ITA Engenharia – 1972.

KRASNOV, Koshevoy, Danilov, Zakharchenko. Rocket Aerodynamics. Nasa Technical Translations. 1971.

LANDERO, G. A. Z. Procedimento para Cálculo e análise de Trajetórias de Foguetes de Curto Alcance. Tese de Mestrado. IME. 1995.

- LECHAT, R. Johannes et al. Roteiro de Estudos de Química Geral e Tecnológica. São Carlos.
- MOLINA, R. S. Cálculo de Trajetórias Tridimensionais de Foguetes Balísticos com Estabilização Aerodinâmica, Tese de Mestrado, IME, 1977.
- MORAES, Ricardo Ferreira, Santos, João Paulo Cursino. Uma Abordagem sobre Guiagem e Controle de Mísseis. Revista Militar de Ciência e Tecnologia. Vol. XIII – Nº 4 – 1996.
- O'NEILL, R.V. et al. (1986) . Hierarchical concept of ecosystem. Princeton University Press...
- PAGLIUSO, Josmas Davilson. Combustíveis e Combustão. São Carlos, 1984.
- PICCOLO & Troppmair (1994) - Ensaio Metodológico Visando a Inserção da Biodiversidade no Planejamento geoambiental: estudo de caso Picinguaba (Parque Estadual da Serra do Mar), SP. In: Geografia, 19(2): 113-129.
- PICCOLO, P.R. (1995) - Relações Topológicas e Corológicas em Perspectiva Multiescalar. Trabalho de Qualificação, mimeog., UNESP/IGCE, Rio Claro.
- Risser, P.G. (1985). Toward a holistic management perspective. In: BioScience, Vol. 35, nº 7, 414-418. Stone, K.H. - A Geographer's Strength: the multiple scale approach. In: The Journal of Geography, 61 (6) (354-362).
- ROSKAM, Jan – Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power Characteristics – University of Kansas – Lawrence, Kansas, 1987.
- SANTOS, Antônio Moreira et al. Termodinâmica Clássica. São Carlos, 1991.



SARDELLA, Antônio. Química Fundametal. São Carlos, 1990.

SIMMONS, L. F. G. and A. R. C. Sc. E H. Bateman, B. Sc. – A Method for Determining the Rotary Derivatives  $M_q$  and  $N_r$  of Models. - R&M n° 665 – 1920.

SIMMONS L. F. G. and A. R. C. Sc. E H. Bateman, B. Sc. – Note Relating to two Methods in use for Determining Rotary Derivatives of Models. - R&M n° 711 - 1921

SUTTON, George P. Thermodynamics Relations. Los Angeles, California, 1950.

TAYLOR, John W. R. Rockets and Missiles. London. Longacre, 1962.

THRANE, N at al. Pratical use of the Hilbert Transform. Brüel & Kjaer. Application Note. 1984.

TIPLER, Paul A.: Oakland University, Editora - Guanabara Dois, 1985.

U.S. Army. Engineering Design Handbook. Design For Control of Projectile Flight Characteristics. 1966.

URBAN, D. L. (1987). Landscape Ecology: a hierarchical perspective can help scientists understand spatial patterns. In: BioScience, 37(2), 119-127.

VIEIRA, Rui Carlos Camargo. Termodinâmica Técnica. São Carlos, 1961. Publicação 49.

W, L, COWLEY and H. GLAUERT – The Effect of the Lag of the Downwash  
on the Longitudinal Stability of an Aeroplane and on the Rotary Derivative  
 $M_q$ . - R&M n° 718 – 1921

## APÊNDICE I

### SOFTWARES UTILIZADOS NESTE TRABALHO

#### I.1 PROGRAMA PARA DETERMINAÇÃO DA MARGEM ESTÁTICA.

'Programa centro aerodinamico

comec:

CLS

SCREEN 12, 1

CLS

LINE (0, 0)-(639, 0)

LINE (639, 0)-(639, 475)

LINE (639, 475)-(0, 475)

LINE (0, 475)-(0, 0)

LOCATE 2, 13

PRINT " PROGRAMA PARA CALCULO DE CENTRO AERODINAMICO DE  
FOGUETES"

LOCATE 4, 28

PRINT "LABORATORIO DE AERONAVES"

LOCATE 5, 28

PRINT "Universidade de Sao Paulo"

LOCATE 15, 41

PRINT "by"

```
LOCATE 17, 33
PRINT "Dawson Tadeu Izola"
LOCATE 18, 29
PRINT "Jose Antonio Garcia Croce"
LOCATE 25, 16
PRINT "Equations by James Borrowman, Goddard Space Center"
LOCATE 29, 2
INPUT "Tecele algo para continuar", ew$
CLS
LOCATE 2, 13
PRINT " PROGRAMA PARA CALCULO DE CENTRO AERODINAMICO DE
FOGUETES"
LOCATE 5, 36
PRINT "Introducao"
LOCATE 8, 1
PRINT " Este programa se destina ao calculo do Centro Aerodinamico - C.A.
de"
PRINT " foguetes balisticos se movimentando em pequenos angulos de ataque. Para
de-"
PRINT " terminar o C.A. de um foguete, o corpo do foguete e dividido em secoes e
ca-"
PRINT " da secao e analisada em separado. Entao, os resultados calculados em
separa-"
PRINT " dos sao combinados para se obter um valor para o foguete inteiro."
PRINT " As particulares equacoes utilizadas neste programa sao para os foguetes"
PRINT " do tipo apresentado na proxima tela."
PRINT " Para organizar os calculos, o C.A. para cada componente analisado
deve-"
PRINT " ra' ser medido do mesmo ponto de referencia no foguete. A nossa
referencia"
PRINT " sera' a ponta da ogiva. Em cada parte analisada sera' medido a sua
distancia"
```

```
PRINT " em relacao a ogiva, utilizaremos o metro como unidade."
PRINT "    O suporte Conico e a junta conica tem acao similar. No corpo cilindrico"
PRINT " o coeficiente de arrasto e' muito pequeno, isto para pequenos angulos de a-
"
PRINT " taque, desta forma desprezaremos o corpo cilindrico."
PRINT "    Na apresentacao dos resultados, teremos 3 situacoes: 1-FOGUETE
ESTABI-"
PRINT " LIZADO; 2-FOGUETE EM CONDICAO NEUTRO E 3-FOGUETE
DESESTABILIZADO. Se o fo-"
PRINT " guete analisado cair no caso 3, deve-se alterar as aletas ate que se consiga"
PRINT " a margem estatica, distancia entre C.A. e C.G, de pelo menos dois
diametros"
PRINT " maximos."
LINE (0, 0)-(639, 0)
LINE (639, 0)-(639, 475)
LINE (639, 475)-(0, 475)
LINE (0, 475)-(0, 0)
LOCATE 29, 2
INPUT "Tecla algo para continuar", as$
CLS
LINE (0, 0)-(639, 0)
LINE (639, 0)-(639, 475)
LINE (639, 475)-(0, 475)
LINE (0, 475)-(0, 0)
LINE (100, 210)-(100, 250)
LINE (100, 250)-(40, 225)
LINE (40, 225)-(100, 210)
LINE (100, 210)-(180, 210)
LINE (180, 210)-(180, 250)
LINE (180, 250)-(100, 250)
LINE (180, 250)-(210, 260)
LINE (210, 260)-(210, 200)
```

```
LINE (210, 200)-(180, 210)
LINE (210, 200)-(580, 260), 15, B
LINE (580, 260)-(580, 310)
LINE (580, 310)-(500, 310)
LINE (500, 310)-(450, 260)
LINE (580, 200)-(580, 150)
LINE (580, 150)-(500, 150)
LINE (500, 150)-(450, 200)
LOCATE 15, 11
PRINT "1"
LOCATE 15, 18
PRINT "2"
LOCATE 15, 25
PRINT "3"
LOCATE 15, 35
PRINT "4"
LOCATE 11, 70
PRINT "5"
LOCATE 3, 2
PRINT "1 -> Ogiva"
LOCATE 5, 2
PRINT "2 -> Corpo Cilindro"
LOCATE 7, 2
PRINT "3 -> Suporte Conico"
LOCATE 9, 2
PRINT "4 -> Corpo Cilindrico"
LOCATE 11, 2
PRINT "5 -> Aleta"
LOCATE 29, 2
INPUT " Tecle algo para continuar", qw
CLS
LINE (0, 0)-(639, 0)
```

```

LINE (639, 0)-(639, 475)
LINE (639, 475)-(0, 475)
LINE (0, 475)-(0, 0)
PRINT : PRINT
Ogiva:
LOCATE 3, 35: PRINT "OGIVA"
LINE (200, 150)-(370, 100)
LINE (370, 100)-(370, 200)
LINE (370, 200)-(200, 150)
LINE (150, 150)-(400, 150)
LINE (200, 220)-(370, 220)
LINE (200, 155)-(200, 220)
LINE (370, 205)-(370, 220)
LOCATE 15, 37: PRINT "L"
LOCATE 20, 18: INPUT "Entre com o comprimento da ogiva (L) => ", ll
SOUND 500, 5
LOCATE 22, 24: INPUT "Esse dado esta correto? (S/N) ", O$
IF O$ = "n" THEN : GOSUB Ogiva
cno = 2
xno = (2 / 3) * ll
CLS
LINE (0, 0)-(639, 0)
LINE (639, 0)-(639, 475)
LINE (639, 475)-(0, 475)
LINE (0, 475)-(0, 0)
LOCATE 2, 3: INPUT "Existe Suporte Conico? (S/N)", tr$
IF tr$ = "n" THEN GOSUB bas
sup:
LOCATE 3, 30: PRINT "SUPORTE CONICO"
LINE (200, 150)-(350, 100)
LINE (350, 100)-(350, 250)
LINE (350, 250)-(200, 200)

```

```

LINE (200, 200)-(200, 150)
LINE (185, 175)-(365, 175)
LINE (200, 270)-(350, 270)
LINE (200, 260)-(200, 280)
LINE (350, 260)-(350, 280)
LINE (180, 150)-(180, 200)
LINE (170, 150)-(190, 150)
LINE (170, 200)-(190, 200)
LINE (370, 100)-(370, 250)
LINE (360, 100)-(380, 100)
LINE (360, 250)-(380, 250)
LOCATE 12, 20
PRINT "d"
LOCATE 12, 50
PRINT "D"
LOCATE 18, 35
PRINT "l"
LOCATE 21, 17: INPUT "Entre com o menor diametro( d) => ", d1
LOCATE 22, 17: INPUT "Entre com o maior diametro (D) => ", d2
LOCATE 23, 17: INPUT "Entre com a distancia da base do cone a ogiva => ", x1
LOCATE 24, 17: INPUT "Entre com o comprimento do cone (l) => ", l2
SOUND 500, 5
LOCATE 26, 17: INPUT "Estes dados estao corretos? (S/N) ", w$
IF w$ = "n" THEN GOSUB sup
cns = 2 * (((d2 / d1) ^ 2) - 1)
xcs = x1 + ((l2 / 3) * ((1 + ((1 - (d1 / d2)) / (1 - ((d1 / d2) ^ 2))))))
CLS
LINE (0, 0)-(639, 0)
LINE (639, 0)-(639, 475)
LINE (639, 475)-(0, 475)
LINE (0, 475)-(0, 0)
'base conica

```



```
bas:
LOCATE 2, 3
INPUT "Existe Base Conica? (S/N) => ", p$
IF p$ = "s" THEN
GOSUB basa
ELSE
GOTO emp
END IF

basa:
LINE (200, 150)-(350, 100)
LINE (350, 100)-(350, 250)
LINE (350, 250)-(200, 200)
LINE (200, 200)-(200, 150)
LINE (185, 175)-(365, 175)
LINE (200, 270)-(350, 270)
LINE (200, 260)-(200, 280)
LINE (350, 260)-(350, 280)
LINE (180, 150)-(180, 200)
LINE (170, 150)-(190, 150)
LINE (170, 200)-(190, 200)
LINE (370, 100)-(370, 250)
LINE (360, 100)-(380, 100)
LINE (360, 250)-(380, 250)
LOCATE 12, 20
PRINT "d"
LOCATE 12, 50
PRINT "D"
LOCATE 18, 35
PRINT "I"
LOCATE 4, 30
PRINT "BASE CONICA"
LOCATE 6, 2
```

```

PRINT "A Base Conica e' identica ao Suporte Conico"
LOCATE 21, 17
INPUT "Entre com o menor diametro (d) => ", d3
LOCATE 22, 17
INPUT "Entre com o maior diametro (D) => ", d4
LOCATE 23, 17
INPUT "Entre com a distancia da base do cone a ogiva => ", x2
LOCATE 24, 17
INPUT "Entre com o comprimento do cone (l) => ", l3
SOUND 500, 5
LOCATE 26, 17
INPUT "Estes dados estao correto? (S/N)", re$
IF re$ = "n" THEN GOSUB bas
cnb = 2 * (((d4 / d3) ^ 2) - 1)
xcb = x2 + ((l3 / 3) * (1 + ((1 - (d3 / d4)) / (1 - ((d3 / d4) ^ 2))))))
CLS
LINE (0, 0)-(639, 0)
LINE (639, 0)-(639, 475)
LINE (639, 475)-(0, 475)
LINE (0, 475)-(0, 0)
emp:
'empenagens
CLS
LINE (0, 0)-(639, 0)
LINE (639, 0)-(639, 475)
LINE (639, 475)-(0, 475)
LINE (0, 475)-(0, 0)
LINE (300, 50)-(300, 230)
LINE (300, 230)-(450, 280)
LINE (450, 280)-(450, 200)
LINE (450, 200)-(300, 50)
LINE (250, 50)-(250, 230)

```

LINE (240, 50)-(260, 50)  
LINE (240, 230)-(260, 230)  
LINE (275, 50)-(291, 50)  
LINE (283, 50)-(283, 140)  
LINE (275, 140)-(291, 140)  
LINE (300, 294)-(450, 294)  
LINE (300, 284)-(300, 304)  
LINE (450, 284)-(450, 304)  
LINE (500, 280)-(500, 200)  
LINE (490, 280)-(510, 280)  
LINE (490, 200)-(510, 200)  
LINE (470, 200)-(470, 240)  
LINE (460, 200)-(480, 200)  
LINE (460, 240)-(480, 240)  
LINE (450, 240)-(300, 140)  
LINE (470, 200)-(470, 50)  
LINE (490, 50)-(305, 50)  
LOCATE 9, 31  
PRINT "a"  
LOCATE 6, 33  
PRINT "1/2 a"  
LOCATE 20, 48  
PRINT "s"  
LOCATE 13, 47  
PRINT "l"  
LOCATE 14, 58  
PRINT "1/2 b"  
LOCATE 16, 65  
PRINT "b"  
LOCATE 8, 60  
PRINT "m"  
LOCATE 2, 30

```

PRINT "EMPENAGEM"
LOCATE 19, 2
INPUT "Entre com a medida b => ", B
LOCATE 20, 2
INPUT "Entre com a medida l => ", l
LOCATE 21, 2
INPUT "Entre com a medida m => ", m
LOCATE 22, 2
INPUT "Entre com a envergadura da aleta (s) => ", s
LOCATE 23, 2
INPUT "Entre com o diametro do foguete => ", D
LOCATE 24, 2
INPUT "Entre com o comprimento da aleta (a) => ", a
LOCATE 25, 2
INPUT "Entre com a distancia da ponta da ogiva ate a aleta => ", x3
LOCATE 26, 2
INPUT "Entre com o numero de aletas => ", q
LOCATE 27, 2
INPUT "Entre com a distancia do CG em relacao a ponta da ogiva => ", cg
SOUND 500, 5
LOCATE 29, 2
INPUT "Estes dados estao corretos? (S/N)", yt$
IF yt$ = "n" THEN GOSUB emp
r = D / 2
'fator de interferencia
k = 1 + (r / (s + r))
IF q = 3 THEN q1 = 12
IF q = 4 THEN q1 = 16
cna = (q1 * ((s / D) ^ 2)) / (1 + (SQR(1 + (((2 * l) / (a + B)) ^ 2))))
cnta = k * cna
xf = x3 + ((m * (a + 2 * B)) / (3 * (a + B))) + (1 / 6) * (a + B - ((a * B) / (a + B)))
'combinacao de calculos

```

```

cnt = cno + cns + cnb + cnta
X = ((cno * xno) + (cns * xcs) + (cnb * xcb) + (cnta * xf)) / cnt
CLS
LINE (0, 0)-(639, 0)
LINE (639, 0)-(639, 475)
LINE (639, 475)-(0, 475)
LINE (0, 475)-(0, 0)
LOCATE 4, 37
PRINT "RESULTADOS"
SOUND 200, 5
SOUND 700, 4
SOUND 1500, 3
LOCATE 8, 23
IF X <= cg THEN PRINT "FOGUETE ESTATICAMENTE DESESTABILIZADO"
IF X > cg AND (X - cg) <= (D * 2) THEN PRINT "FOGUETE EM CONDICAO
NEUTRO"
IF X > cg AND (X - cg) >= (D * 2) THEN PRINT "FOGUETE ESTATICAMENTE
ESTABILIZADO"
me = (X - cg)
'impressao
PRINT : PRINT
PRINT " Margem Estatica"
PRINT USING "#####.###"; me
PRINT
PRINT " Distancia do Centro Aerodinamico em relacao a ponta da ogiva"
PRINT USING "#####.###"; X
PRINT
PRINT " Forca Normal (adimensional)"
PRINT USING "#####.###"; cnt
LINE (0, 0)-(639, 0)
LINE (639, 0)-(639, 475)
LINE (639, 475)-(0, 475)

```

```

LINE (0, 475)-(0, 0)
LOCATE 29, 2
INPUT "Deseja novo calculo? (S/N)", tu$
IF tu$ = "s" THEN GOSUB comece
CLS
LINE (0, 0)-(639, 0)
LINE (639, 0)-(639, 455)
LINE (639, 455)-(0, 455)
LINE (0, 455)-(0, 0)
LOCATE 15, 35
PRINT "FIM DO PROCESSO"
END

```

## I.2 PROGRAMA PARA ANÁLISE DO DECAIMENTO DAS OSCILAÇÕES

```

*****
' Programa de leitura de resultados de levantamentos
'   04/08/97 -lhcb
*****
' Define arquivos de entrada e saida
' t1.txt deve ser o seu arquivo de entrada do tipo texto assim:
'
'1000
'1002
'1005
'1007
' ... assim por diante
'
' O arquivo result.txt sera a saida com os resultados de passo (pode ser
' multiplicado por tempo)

```

```

OPEN "t1.txt" FOR INPUT AS #1
OPEN "result.txt" FOR OUTPUT AS #2
CLS ' limpa tela
vmax% = 0
DIM valor%(5000)
i% = 0
DO WHILE (NOT EOF(1)) ' le ate' final do arquivo
    n% = n% + 1
    INPUT #1, numero% ' le registro
    valor%(n%) = numero%
LOOP ' fim do loop
CLOSE #1 ' fecha arquivos
pmin% = 1
FOR lp = 1 TO 20 'Faz 20 leituras de pontos maximos
    vmax% = 0
    FOR i% = pmin% TO n%
        IF valor%(i%) <= vmax% GOTO pula
        vmax% = valor%(i%)
        pmax% = i%
    pula:
        NEXT
    vmin% = 5000
    FOR i% = pmax% TO n%
        IF valor%(i%) >= vmin% GOTO pula2
        vmin% = valor%(i%)
        pmin% = i%
    pula2:
    NEXT
'escreve na tela os pontos maximos e minimos
PRINT "passo="; lp; "pmax="; pmax%; "vmax="; vmax%
PRINT " "; lp; "pmim="; pmin%; "vmin="; vmin%

```

```
' escreve no arquivo result.txt somente os pontos maximos
PRINT #2, (pmax%), vmax%
NEXT
CLOSE #2
END
```

### **I.3 PROGRAMA PARA CÁLCULO DE NV E NR E DA VELOCIDADE DO FLUXO**

'Programa Para cálculo das derivativas Nv e Nr e Velocidade do fluxo

comec:

```
CLS
INPUT "Entre com a pressao do Betz em metros "; pb
INPUT "Entre com a temperatura em graus Celsius "; t1
INPUT "Entre com a pressao atmosferica em metros"; pa
INPUT "Entre com a area de uma das aletas "; S1
INPUT "Entre com a massa de uma das aletas "; ma
INPUT "Entre com a envergadura da aleta "; b
INPUT "Entre com o periodo wind-off "; pf
INPUT "Entre com a media de ln para wind-off "; lf
INPUT "Entre com o periodo wind-on (90) "; po
INPUT "Entre com a media de ln para wind-on (90) "; lo
INPUT "Entre com o periodo wind-on (X) "; po2
INPUT "Entre com a media de ln para wind-on (X) "; lo2
PRINT : PRINT

INPUT "Estes dados estão corretos S/N? "; x$
IF x$ = "n" THEN GOSUB comec
```



```

pi = 3.14159265#
S = (S1 * 2)
pd = (998 * 9.81 * pb)
pa2 = (pa * 13572 * 9.81)
t = (t1 + 273)
ro = (pa2 / (287.3 * t))
v = ((2 * .935 * pd) / ro) ^ .5
ni1 = ((1 / pf) * lf)
c = (2 * S1) * (2 * ma)
ni2 = ((1 / po) * lo)
ni3 = ((1 / po2) * lo2)
nr = ((2 * c) * (ni2 - ni1))
nr2 = (nr / (.5 * ro * v * S * (b ^ 2)))
nv = ((c / v) * (4 * ((pi) ^ 2)) * ((1 / (po ^ 2)) - ((1 / (pf ^ 2)) + ((ni2 ^ 2) - (ni1 ^
2))))))

nv2 = (nv / (.5 * ro * v * S * (b ^ 2)))
nr5 = ((2 * c) * (ni3 - ni1))
n5 = (nr5 / (.5 * ro * v * S * (b ^ 2)))
nv5 = ((c / v) * (4 * ((pi) ^ 2)) * ((1 / (po2 ^ 2)) - ((1 / (pf ^ 2)) + ((ni3 ^ 2) - (ni1 ^
2))))))

no5 = (nv5 / (.5 * ro * v * S * (b ^ 2)))

```

CLS

```

PRINT "Momento de inercia c = "; USING "###.#####"; (c)
PRINT "Densidade do ar (ro) = "; USING "###.#####"; (ro)
PRINT "Velocidade do fluxo V = "; USING "###.#####"; (v)
PRINT "Decaimento wind-off ni = "; USING "###.#####"; (ni1)
PRINT "Decaimento wind-on (90) ni = "; USING "###.#####"; (ni2)
PRINT "Decaimento wind-on (X) ni = "; USING "###.#####"; (ni3)
PRINT "Valor de Nr wind-on (90) Nr = "; USING "###.#####"; (nr)

```



```

PRINT "Valor de nr wind-on (90) nr = "; USING "###.#####"; (nr2)
PRINT "Valor de Nv wind-on (90) Nv = "; USING "###.#####"; (nv)
PRINT "Valor de nv wind-on (90) nv = "; USING "###.#####"; (nv2)
PRINT "Valor de Nr wind-on (X) Nr = "; USING "###.#####"; (nr5)
PRINT "Valor de nr wind-on (X) nr = "; USING "###.#####"; (n5)
PRINT "Valor de Nv wind-on (X) Nv = "; USING "###.#####"; (nv5)
PRINT "Valor de nv wind-on (X) nv = "; USING "###.#####"; (no5)

INPUT "Termina"; ty
end

```

#### I.4 PROGRAMA PARA AQUISIÇÃO DE DADOS DO EQUIPAMENTO DE OSCILAÇÃO

```

' Programa LOG.BAS
' Program By Luiz Henrique Bernardes Corrêa
' Este e' um programa em QBASIC para gravar dados atraves
' da Serial COM1 do PC.
' Ele grava um arquivo C:\DATA.LOG
DEFINT A-Z
OPEN "com1:9600,N,8,1,CD0,CS0,DS0,OP0" FOR INPUT AS #1
OPEN "c:\data.log" FOR OUTPUT AS #2
CLS

  SCREEN 1
  PRINT "  DATA LOG - LAE EESC - USP  "
  PRINT
  PRINT "  Obs. Esperando inicio do processo "
REM  PRINT "Obs. Precione uma tecla para parar o log"

  Triangle$ = "F60 L120 E60"
  DRAW "C2 X" + VARPTR$(Triangle$)

```

```

DRAW "BD30 P1,2 C3 M-30.-30"
temp$ = INPUT$(1, 1)
  PRINT #2, ASC(temp$); CHR$(9); TIMES
LOCATE 5, 1
PRINT "Obs. Precione uma tecla para parar o log"
PRINT
PRINT
PRINT " Inicio "; TIMES
Again:
  temp$ = INPUT$(1, 1)
REM   PRINT ASC(temp$); CHR$(9);
  PRINT #2, ASC(temp$)
IF INKEY$ = "" THEN GOTO Again
  PRINT #2, ASC(temp$); CHR$(9); TIMES
LOCATE 5, 1
PRINT "Obs. Log Interrompido          "
PRINT
PRINT " Fim  "; TIMES
CLOSE
END

```

## I.5 PROGRAMA EM BASIC QUE OPERA O SISTEMA DE CONTROLE PARA FOTO AÉREA

```

'-----
' Programa de controle de maquina Fotografica para Foto Aerea
'   (Primeiro voo de foguete do Stamp no Brasil)
'-----
' Autor: Luiz Henrique Correa Bernardes
' Co-autor: Dawson Tadeu Izola

```

```

'-----
' Programa Principal
'-----

ini:
    nap 5                ' reduz o consumo por 500ms
    button Botao.0,255,1,Rascunho,0,ini

    pause 4000          ' Temporiza 4 segundos
                        ' Verifica se botao acionado se nao
                        ' desvia para "ini".

    for Loop = 1 to 40  ' Loop para tirar 40 fotos
        high Led        ' Acende Led
        high Rele       ' Liga rele

        GOSUB VE_PRESSAO ' Rotina de ver pressao
        pause 20         ' Pausa de 20 ms
        low Led          ' Desliga Led
        pause 380        ' Pausa de 480 ms
        low Rele        ' Desliga rele
        pause 370        ' Pausa de 1490 ms (compensa tempo)
    next                ' Proximo passo do loop

fim:  debug "Fim das Fotos ",Loop ' Fim do Programa.
      end                ' Fica em Power down ate' desligar
'-----

' Sub-rotina de Ver Pressao e armazenar na EEPROM
'-----

VE_PRESSAO:
oddSign = 0            ' Define canal 1
Convert:

```

```

low CLK                ' Clock
high DIO_n             ' Configura DIO para saida
low CS                 ' Ativa o AD
pulsout CLK,5         ' Envia Start bit.
let DIO_p = sglDif    ' Primeiro setup bit.
pulsout CLK,5         ' Envia bit.
let DIO_p = oddSign   ' Segundo setup bit.
pulsout CLK,5         ' Envia bit.
let DIO_p = msbf      ' Final setup bit.
pulsout CLK,5         ' Envia bit.
input DIO_n           ' Configura para input o DIO.
let AD = 0            ' Limpa ADC resultado anterior.
for ADbits = 1 to 13 ' Pega 12 data bits + null bit.
  let AD = AD*2+DIO_p ' Desloca AD p/esquerda, soma novo data bit.
  pulsout CLK,5      ' Clock proximo data bit in.
next                 ' Pega proximo next data bit.
high CS             ' Desliga o ADC
  debug $AD
  High_AD = High_AD & $0F
  write ENDERECO,High_AD ' Escreve resultado do ADC na EEPROM
  ENDERECO = ENDERECO + 1
  write ENDERECO,Low_AD
  ENDERECO = ENDERECO + 1

return              ' Retorna para o programa.
'-----
' Fim do Programa
'-----

```