

UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARANÁ

EDUARDO ANTÔNIO RIBAS LIMA

REDUÇÃO DO ARRASTO AERODINÂMICO DE MINIFOGUETES

CURITIBA

2017

EDUARDO ANTÔNIO RIBAS LIMA
REDUÇÃO DO ARRASTO AERODINÂMICO DE MINIFOGUETES

Trabalho apresentado como requisito parcial para a obtenção do grau de bacharel em Engenharia Mecânica no curso de Engenharia Mecânica, Setor de Tecnologia da Universidade Federal do Paraná.

Orientador: Prof. Carlos Henrique Marchi, Dr. Eng. Mec.

CURITIBA

2017

RESUMO

Este trabalho teve como objetivo principal aumentar o apogeu máximo de um minifoguete partindo de uma configuração alterando as geometrias. Para realizar a pesquisa foram desenvolvidos seis pares de minifoguetes (MFS) padrões como referência para dois apogeus máximos, de 100 e 200 metros, com o auxílio dos aplicativos Trajetória 2p0 e CD 2.0. Sendo a relação entre a espessura e comprimento, t^*/c , do corpo e nariz menor que 0,2 pode-se modelar o efeito do arrasto sobre o minifoguete como função da fricção causada pelo escoamento do ar e desprezar o efeito do arrasto de pressão. Foi visto que as empenas são uma região crítica para se reduzir o efeito do arrasto. Sabendo-se disso foram propostas duas modificações nesta região para buscar a melhoria: reduzir a área total da empena, através de uma diminuição do topo da empena e a mudança de perfil aerodinâmico do retangular para um aerofólio. A redução de área foi feita desta forma, pois observou-se que para uma empena de mesma área, uma com formato trapezoidal fornece uma estabilidade maior enquanto que a mudança de perfil para um aerofólio retarda a separação e a transição para o regime turbulento da camada limite, reduzindo assim as perdas de energia. Para os modelos com apogeu de 100m foi utilizado o motor B6-4 e C6-0 enquanto que para o apogeu de 200m utilizou-se o motor C6-0. No total foram feitos 23 lançamentos de MFS em 7 dias. Sempre que um minifoguete (MF) com alteração fosse lançado, um MF padrão era também para servir de referência. Para medir o apogeu, um altímetro micropeak foi colocado em cada MF para obter os dados de voo, como a velocidade máxima do MF, apogeu, aceleração máxima, tempo de queima do propelente, tempo para atingir o apogeu e o tempo total de voo. Através da altitude máxima e tempos de voo obtidos pelos altímetros utilizamos o aplicativo Trajetória 2p0 para que, de maneira inversa, achar o coeficiente de arrasto efetivo do modelo. Houve, para a redução de área, uma diminuição mínima do coeficiente de arrasto (C_d) de 4.3% e uma máxima de 34.9% enquanto que para a mudança de perfil aerodinâmico uma redução do C_D mínima de 16.9% e máxima de 43.2%. Os motores tiveram uma grande influência na obtenção dos resultados, dificultando as análises realizadas. Apesar disso foi verificado que as modificações de perfil obtiveram resultados melhores do que a redução de área.

Palavra-Chave: Minifoguetes. Aerodinâmica. Eficiência. Arrasto. Subsônico.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1.1 – Forças Aerodinâmicas.....	12
Figura 1.2 – Coeficientes de arrasto.	13
Figura 2.1 – Distribuição da velocidade perto da parede.	16
Figura 2.2 – Camada limite com as partes laminar, transição e turbulenta.....	17
Figura 2.3 – A Fontes de arrasto de um EM.....	19
Figura 2.4 – Relação $t^*/c \times Cd$	20
Figura 2.5 – Variação de Cf em função de Re para uma placa plana lisa.	21
Figura 2.6 – Dimensões geométricas de um foguete.	23
Figura 2.7 – Exemplos de áreas totais a serem consideradas das empenas.	24
Figura 2.8 – Geometria de empenas.....	25
Figura 2.9 – Aerofólio submetido a um ângulo de ataque α	26
Figura 2.10 – À esquerda a diferença (k_2-k_1) e à direita fator η	27
Figura 2.11 - Eficiência da empena.....	28
Figura 2.12 – Efeito da força externa e trajetória do EM devido à F externa.	29
Figura 2.13 – Movimentos em que um EM está sujeito.....	29
Figura 2.14 – Definição da margem estática.....	30
Figura 2.15 – Localização do centro de gravidade através de um apoio.	30
Figura 2.16 – Distribuição da pressão e Força Normal resultante em um EM.	31
Figura 2.17 – Localização dos N centros de pressão de um MF.....	32
Figura 2.18 – Trajetória de um minifoguete descrita no tempo.	33
Figura 3.1 – Localização do centro de pressão para nariz ogiva.	38
Figura 3.2 – Geometrias da Empena.	39
Figura 3.3 – Curva $Cdx V$ do modelo EL-07.....	40
Figura 3.4 – Pontos de interesse de um escoamento sobre um aerofólio.....	41
Figura 3.5 – Vórtices gerados pelos efeitos do arrasto induzido na ponta de asa. ...	41
Figura 3.6 – Efeito da geometria na ponta de asa sobre o vórtice gerado.	42
Figura 3.7 – Suavização da transição entre empena e corpo.	42
Figura 3.8 – Gráfico do arrasto em relação a área.....	43
Figura 3.9 – Gráfico da estabilidade em relação a área.....	43
Figura 3.10 – Perfil GOE 445.	44
Figura 3.11 – Curva Cdv Alpha do perfil GOE 445.....	45
Figura 3.12 – Formato Trapezoidal.	45

Figura 4.1 – Anemômetro Instrutherm AD-250.....	48
Figura 4.2 – Altímetro de mão Oregon Scientific, modelo RAR 123.....	49
Figura 4.3 – Balança digital Marte, modelo AY220.	50
Figura 4.4 – Cronômetro digital Oregon Scientific, modelo SL928M.....	51
Figura 4.5 – GPS Garmin, modelo Etrex.	51
Figura 4.6 – Paquímetro digital Sainless Hardened	52
Figura 4.7 – Componentes do minifoguete padrão	52
Figura 4.8 – MicroPeak utilizado	53
Figura 4.9 – Geometria e dimensões, em mm, do nariz.....	54
Figura 4.10 – Geometria e dimensões, em mm, do tubo	55
Figura 4.11 – Geometria e dimensões do Tubo-Guia	55
Figura 4.12 – (a) Modelo EL-01V1 ; (b) Modelo EL-03V1	56
Figura 4.13 – (a) Modelo EL-08V1 ; (b) Modelo EL-09V1	56
Figura 4.14 – (a) Modelo EL-05V1 ; (b) Modelo EL-07V1	57
Figura 4.15 – Características da Empena.	58
Figura 4.16 – Empena Retangular utilizada nas versão V1 dos modelos.	58
Figura 4.17 – (a) Modelo EL-08V2 ; (b) Modelo EL-08V3	59
Figura 4.18 – (a) Modelo EL-09V2 ; (b) Modelo EL-09V3	59
Figura 4.19 – (a) Modelo EL-05V2 ; (b) Modelo EL-05V3	60
Figura 4.20 – (a) Modelo EL-07V2 ; (b) Modelo EL-07V3	60
Figura 4.21 – Empena Trapezoidal utilizada na versão V2 dos modelos.....	61
Figura 4.22 – Empena perfilada utilizada na versão V3 dos modelos.....	61
Figura 4.23 – Rampa de lançamento de EM.....	63
Figura 5.1 – Altímetro EL-01V1 dia 07/09	67
Figura 5.2 – Altímetro EL-03V1 dia 07/09	68
Figura 5.3 – Altímetro EL-05V4 dia 15/11	70
Figura 5.4 – Altímetro EL-07V4 dia 15/11	71
Figura 5.5 – Altímetro EL-09V3 dia 19/11	73
Figura A.7.1 – EL-01V1 dia 17/08	83
Figura A.7.2 – EL-01V1 dia 07/09	83
Figura A.7.3 – EL-05V1 dia 29/10	84
Figura A.7.4 – EL-05V2 dia 29/10	84
Figura A.7.5 – EL-05V3 dia 15/11	85
Figura A.7.6 – EL-07V1 dia 29/10	85

Figura A.7.7 – EL-07V2 dia 15/11	86
Figura A.7.8 – EL-07V3 dia 15/11	86
Figura A.7.9 – EL-09V1 dia 12/10	87
Figura A.7.10 – EL-09V1 dia 15/11	87
Figura A.7.11 – EL-09V2 dia 15/11	88

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1 – Dados experimentais do motor B6-4 Bandeirantes	36
Tabela 3.2 – Dados experimentais do motor C6-0 Bandeirantes	37
Tabela 4.1 – Dimensões das Empenas.....	57
Tabela 4.2 – Dados utilizados para os modelos com apogeu de 200 m.	62
Tabela 4.3 – Dados utilizados para modelos com apogeu de 100 m.	62
Tabela 5.1 – Resultados esperados para o modelo EL-01	64
Tabela 5.2 – Resultados esperados para o modelo EL-03	65
Tabela 5.3 – Resultados esperados para o modelo EL-05	65
Tabela 5.4 – Resultados esperados para o modelo EL-07	65
Tabela 5.5 – Resultados esperados para o modelo EL-08	66
Tabela 5.6 – Resultados esperados para o modelo EL-09	66
Tabela 5.7 – Resultados do modelo EL-01	67
Tabela 5.8 – Resultados do modelo EL-03	68
Tabela 5.9 – Resultados do modelo EL-05	69
Tabela 5.10 – Resultados do modelo EL-07	70
Tabela 5.11 – Resultados do modelo EL-08	71
Tabela 5.12 – Dados de voo do modelo EL-09	72
Tabela 5.13 – Razão entre as versões V2 e V1 do modelo EL-05.....	74
Tabela 5.14 – Razão entre as versões V2 e V1 do modelo EL-07.....	74
Tabela 5.15 – Razão entre as versões V2 e V1 do modelo EL-09.....	75
Tabela 5.16 – Razão entre as versões V4 e V3 do modelo EL-05.....	76
Tabela 5.17 – Razão entre as versões V4 e V3 do modelo EL-07.....	76
Tabela 5.18 – Razão entre as versões V3 e V1 do modelo EL-09.....	77

LISTA DE ABREVIATURA E SIGLAS

Abreviações	Descrição
AD	Adimensional
CG	Centro de Gravidade
CL	Camada Limite
CP	Centro de Pressão
MF	Minifoguete
MFS	Minifoguetes
GFCS	Grupo Foguetes Carl Sagan
TIR	Technical Information Report
UFPR	Universidade Federal do Paraná

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolo	Descrição	Unidade
$A.R$	Razão de aspecto	[AD]
A_{BW}	Área molhada do NARIZ-TUBO do EM	[m^2]
A_{FIN}	Área total da empena	[m^2]
A_{FW}	Área molhada da empena	[m^2]
A_{ref}	Área de referência	[m^2]
A_{TR}	Área da seção circular transversal	[m^2]
c	Comprimento da corda da empena	[m]
c_r	Comprimento da corda na raiz da empena	[m]
c_t	Comprimento da corda no pé da empena	[m]
C_d	Coefficiente de Arrasto	[AD]
$C_{d_{0n}}$	Coefficiente de fricção do nariz	[AD]
$C_{d_{0t}}$	Coefficiente de fricção do tubo	[AD]
C_{d_b}	Coefficiente de arrasto da base	[AD]
C_{d_f}	Coefficiente de arrasto por fricção	[AD]
$C_{d_{int}}$	Coefficiente de arrasto por interferência	[AD]
C_{d_p}	Coefficiente de arrasto por pressão	[AD]
C_{d_T}	Coefficiente de arrasto Total	[AD]
C_{d_α}	Coefficiente de arrasto por indução	[AD]
C_f	Coefficiente de fricção	[AD]
$C_{f_{lam}}$	Coefficiente de fricção laminar	[AD]
$C_{f_{turb}}$	Coefficiente de fricção turbulento	[AD]
C_g	Posição do centro de massa do EM	[mm]
C_m	Coefficiente de Inclinação	[AD]
C_N	Coefficiente Normal	[AD]
C_p	Posição do centro de pressão do EM	[mm]
$(C_{d_o})_B$	Coefficiente de arrasto do corpo	[AD]
$(C_{d_o})_F$	Coefficiente de arrasto da empena	[AD]
$(C_f)_B$	Coefficiente de fricção do corpo	[AD]

$(C_f)_F$	Coeficiente de fricção da empena	[AD]
d_b	Diâmetro na base do foguete	[m]
d_m	Diâmetro de corpo do DM	[m]
D	Força de arrasto	[N]
D_{fr}	Força de arrasto de fricção	[N]
e_w	Eficiência da asa	[AD]
E	Margem Estática	[AD]
F	Força Resultante	[N]
g	Aceleração da gravidade	[m/s ²]
l	Comprimento	[m]
l_b	Comprimento do MF	[m]
L^*	Comprimento característico	[m]
m_i	Massa do componente i	[kg]
M	Número de Mach	[AD]
M_o	Momento resultante	[N.m]
M_t	Massa total	[kg]
N	Força normal	[N]
p	Pressão do escoamento	[Pa]
P	Peso	[N]
Re	Número de Reynolds	[AD]
S_{VC}	Superfície do Volume de Controle	[m ²]
t	Tempo	[s]
t^*	Espessura da empena	[m]
u	Componente da velocidade em X	[m/s]
U	Velocidade do escoamento	[m/s]
v	Componente da velocidade em Y	[m/s]
V_o	Velocidade do escoamento em coordenadas cartesianas	[m/s]
x	Coordenada cartesiana X	[mm]
x_i	Posição de propriedade do componente i	[mm]
y	Coordenada Cartesiana Y	[mm]

SÍMBOLOS GREGOS

α	Ângulo de ataque	[deg]
δ	Espessura da Camada Limite	[m]
η	Variável adimensional	[AD]
μ	Coefficiente viscosidade cinemática	[m ² /s]
ν	Coefficiente de viscosidade dinâmica	[N.s/m ²]
ρ	Densidade do ar atmosférico	[kg/m ³]
ψ	Função Corrente	

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	12
1.1 APRESENTAÇÃO DO PROBLEMA.....	12
1.2 OBJETIVOS.....	14
1.3 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO.....	14
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	15
2.1 EQUAÇÃO DE NAVIER-STOKES	15
2.2 NÚMERO DE REYNOLDS.....	15
2.3 CAMADA LIMITE	16
2.3.1 EQUAÇÃO DE BLASIUS.....	18
2.4 FORÇAS DE ARRASTO	19
2.4.1 COEFICIENTE DE FRICÇÃO	20
2.4.2 COEFICIENTE DE ARRASTO DO CORPO (C_{do}) B	22
2.4.3 COEFICIENTE DE ARRASTO DA EMPENA (C_{do}) F	24
2.4.4 ARRASTO DE BASE C_{db}	25
2.4.5 ARRASTO POR INTERFERÊNCIA C_{dint}	26
2.4.6 ARRASTO INDUZIDO $C_{D\alpha}$	26
2.5 ESTABILIDADE	28
2.5.1 CENTRO DE GRAVIDADE	30
2.5.2 CENTRO DE PRESSÃO CP	31
2.6 TRAJETÓRIA.....	33
2.6.1 FASE PROPULSADA.....	33
2.6.2 FASE BALÍSTICA ASCENDENTE	34
2.6.3 FASE BALÍSTICA DESCENDENTE	35
3. METODOLOGIA	36
3.1 MOTOR	36
3.2 CÁLCULO DA ESTABILIDADE.....	37
3.2.1 NARIZ	38

3.2.2 EMPENAS	38
3.3 CÁLCULO CD	39
3.4 REDUÇÃO DO CD	40
3.4.1 REDUÇÃO DE ÁREA	42
3.4.2 GEOMETRIAS DEFINIDAS	44
3.5 CÁLCULO APOGEU	46
4. PROCEDIMENTOS	48
4.1 EQUIPAMENTOS UTILIZADOS	48
4.1.1 ANEMÔMETRO	48
4.1.2 ALTÍMETRO DE MÃO	49
4.1.3 BALANÇA	50
4.1.4 CRONÔMETRO	50
4.1.5 GPS	51
4.1.6 PAQUÍMETRO	52
4.2 MINIFOGUETES	52
4.2.1 COMPONENTES COMUNS	53
4.2.1.1 Altímetro	53
4.2.1.2 Geometria do nariz	54
4.2.1.3 Geometria do corpo	54
4.2.1.4 Tubo-Guia	55
4.2.2 MINIFOGUETES PADRÕES	55
4.2.2.1 Geometria das Empenas Padrões	57
4.2.3 MINIFOGUETES ALTERADOS	58
4.2.4 DADOS UTILIZADOS PARA A CONSTRUÇÃO DOS MINIFOGUETES	61
4.3 LANÇAMENTOS	62
4.3.1 PLATAFORMA DE LANÇAMENTO	63
5. RESULTADOS	64
5.1 RESULTADOS ESPERADOS	64
5.2 RESULTADOS EXPERIMENTAIS	66
5.3 ANÁLISE	73

5.3.1 EFEITO DA REDUÇÃO DE ÁREA.....	73
5.3.2 EFEITO DO PERFIL DE EMPENA	75
6. CONSIDERAÇÕES FINAIS	78
6.1 CONCLUSÃO	78
6.2 CONTRIBUIÇÕES DO TRABALHO.....	78
6.3 SUGESTÕES PARA TRABALHOS POSTERIORES	79
REFERÊNCIAS.....	80
APÊNDICE.....	82
APÊNDICE A – GRÁFICO DOS ALTÍMETROS.....	83

1. INTRODUÇÃO

1.1 APRESENTAÇÃO DO PROBLEMA

Durante a trajetória de um corpo em um meio fluido, este está submetido a forças aerodinâmicas, como podemos ver na Fig. 1.1. Podemos resumir estas forças em duas componentes, sendo estas: força de arrasto e a força normal (Houghton, 2013). O conhecimento de como atuam estas forças sobre um corpo são de extrema importância para a otimização de perfis aerodinâmicos a fim de reduzir os esforços gerados sobre o veículo durante a trajetória. Para um minifoguete a redução da força de arrasto tem impacto direto no consumo de combustível do veículo enquanto que a força normal é responsável pela correção da trajetória do corpo.

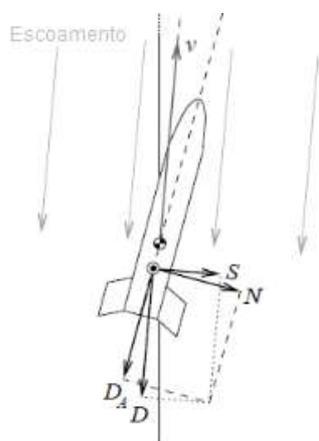


Figura 1.1 – Forças Aerodinâmicas.
Fonte: Adaptado de Niskanen (2013).

A força de arrasto está diretamente relacionada com a variável adimensional chamada de coeficiente de arrasto (C_d) enquanto que a força normal está da mesma forma relacionada à variável adimensional chamada de coeficiente normal (C_n). Os coeficientes C_d e C_n podem ser matematicamente definidos como (Anderson, 2001):

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 A_{ref}} \quad (1.1)$$

$$C_n = \frac{N}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 A_{ref}} \quad (1.2)$$

onde D é a força total de arrasto, N é a força normal, ρ é a massa específica do ar, V_0 é a velocidade do escoamento do fluido e A_{ref} é a área de referência (Niskanen, 2013).

As determinações destas componentes podem ser obtidas experimentalmente, através de ensaios em túneis de vento. Nestes ensaios um modelo do corpo, em escala reduzida, é submetido a condições próximas à situação real e, com o auxílio de instrumentos, conseguimos obter as características do escoamento do fluido e a sua interação com o corpo. Entretanto a utilização deste método requer um bom planejamento para que a coleta dos dados seja aceitável para as condições impostas.

Outra forma de se obter as características desejadas é calculando-as através de equações semi-empíricas presentes na literatura. Na área do espaço-modelismo, onde as geometrias são simplificadas e o escoamento é subsônico, há programas computacionais que utilizam estas equações que, para o propósito deste trabalho, preveem o C_d de maneira satisfatória.

Para a redução do C_d pode-se realizar mudanças dos perfis geométricos do minifoguete como: forma do nariz, presença ou não de empenas e perfil das empenas. O coeficiente de arrasto é um valor que depende da geometria escolhida para um corpo em um meio fluido, Fig. 1.2. Da mesma forma que para o arrasto, a mudança de geometria afeta o coeficiente normal, deslocando os centros de pressões e alterando a intensidade da força restauradora. Portanto, para avaliar a redução do arrasto, é necessário verificar as novas condições de estabilidade do minifoguete de cada geometria proposta.

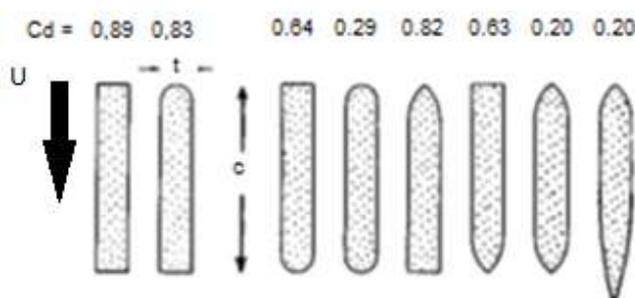


Figura 1.2 – Coeficientes de arrasto.
Fonte: Adaptado de Hoerner (1965)

1.2 OBJETIVOS

Este trabalho tem como objetivo principal aumentar o apogeu máximo de um minifoguete partindo de uma configuração básica, modificando geometrias. Já os objetivos específicos podem ser elencados como:

- Investigar a estabilidade dos minifoguetes
- Investigar formar de se reduzir o arrasto
- Verificar o desempenho dos motores utilizados.

1.3 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO

O trabalho será apresentado da seguinte forma. No capítulo 2 são apresentadas a teoria de camada limite e uma revisão sobre os tipos de arrasto e como calculá-los para regimes subsônicos além da teoria sobre estabilidade e trajetória de minifoguetes (MFS)

O capítulo 3 conterà a metodologia da pesquisa. Possuirá uma breve explicação sobre o que cada procedimento impactará para a redução do arrasto. Os motores, perfis e os formatos de empenas são definidos. São apresentados ainda neste capítulo os aplicativos que foram utilizados para o cálculo do C_d e para o apogeu máximo dos modelos.

O capítulo 4 detalha todos os equipamentos usados, as geometrias que foram utilizadas nos MFS e os dados utilizados de referência para a construção dos modelos. No capítulo 5 estão contidos os resultados estimados para cada lançamento, os obtidos dos experimentos e as comparações entre os resultados experimentais e previstos dos modelos otimizados com os padrões.

No capítulo 6, teremos as considerações finais sobre o estudo, apontando as contribuições por este trabalho e sugestões para futuros trabalhos.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 EQUAÇÃO DE NAVIER-STOKES

O escoamento de um fluido Newtoniano incompressível, homogêneo, isotrópico de viscosidades constantes pode ser descrita pela Equação de Navier Stokes dada por (Çengel, 2006):

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \nabla u \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 u + \rho g \quad (2.1)$$

onde g é aceleração da gravidade, ρ a densidade do fluido, μ a viscosidade cinemática, p a pressão do fluido, u a velocidade de escoamento e t o tempo. Na Eq. (2.1) o termo $\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \nabla u \right)$ é associado ao transporte advectivo do fluido, $-\nabla p$ refere-se às forças normais por unidade de volume, $\mu \nabla^2 u$ às forças viscosas tangenciais e normais e ρg às forças de campo por unidade de volume.

2.2 NÚMERO DE REYNOLDS

O número de Reynolds nos fornece a relação entre as forças dinâmicas e as viscosas. É possível deduzir sua equação através de análises adimensionais na Eq (2.1). A dedução pode ser vista em Çengel (2006).

O número de Reynolds é dado por:

$$Re = \frac{U}{\nu} L^* \quad (2.2)$$

onde, ν é a viscosidade dinâmica, U a velocidade do escoamento e L^* o comprimento característico da geometria. Para um minifoguete (MF), o comprimento característico L^* pode ser considerado como o comprimento total do corpo-nariz l_b , e no caso de análise das empenas como o comprimento da corda, c .

Através do número Reynolds é possível determinar também em qual regime o escoamento está submetido, laminar ou turbulento. Em Schlichting (1979) é apresentado os valores para os quais os regimes são definidos:

- $Re < 5 \times 10^5$ – Laminar.
- $Re \geq 5 \times 10^5$ – Turbulento.

2.3 CAMADA LIMITE

Para escoamentos de fluidos em alto Reynolds, o efeito da viscosidade fica restrito a uma camada δ , espessura da camada limite (CL), extremamente pequena, onde $\delta \ll 1$. Devido à condição de não escorregamento, a velocidade do fluido imediatamente antes da parede do corpo é nula, aumentando conforme nos aproximamos de $y(\delta)$, onde $u = 0,99U$, sendo U a velocidade potencial do fluido, como mostra a Fig. 2.1. Conforme a CL se desenvolve ao longo da superfície do corpo sua espessura irá aumentar.

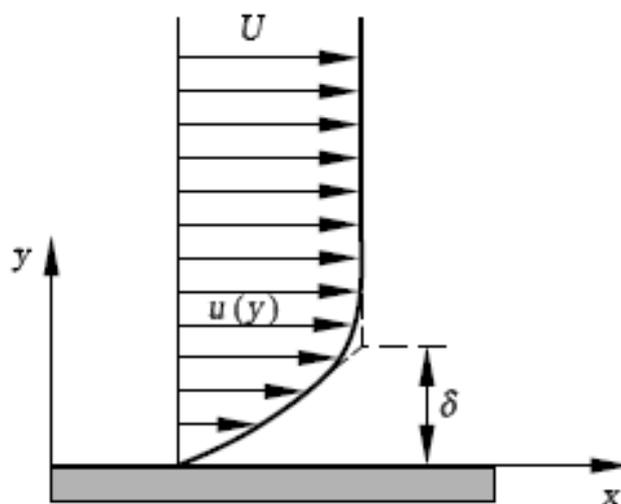


Figura 2.1 – Distribuição da velocidade perto da parede.

Fonte: Oertel (2004)

A camada limite pode ser dividida em três regiões, sendo elas: laminar, transição e turbulenta. A camada limite laminar se mantém estável durante certa distância sobre o corpo, ocorrendo então a transição para a camada limite turbulenta a qual aumentará a δ consideravelmente (Carroll, 1960). Na Fig. 2.2 podemos ver como que a CL se desenvolve sobre uma placa plana.

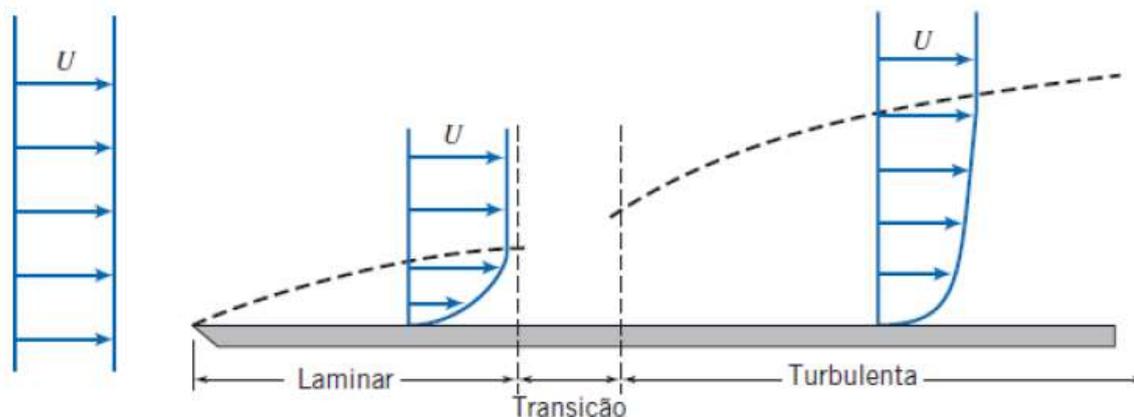


Figura 2.2 – Camada limite com as partes laminar, transição e turbulenta.
Fonte: Fox (2014)

O estudo do escoamento destas regiões é de extrema importância para o cálculo das forças inerciais e viscosas sobre o corpo. É interessante notar que, devido às características próprias dos tipos de camadas limites, quanto mais retardarmos a transição entre as camadas limites, menor será a força e retardaremos a separação da camada do corpo.

É possível achar em diversas literaturas as equações de camada limite de Prandtl, dadas por Oertel *et al.* (2004):

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial p}{\partial x} \right) + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (2.3)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (2.4)$$

onde ν é o coeficiente de viscosidade dinâmica. Aplicando as condições de contorno:

$$y = 0 : u = v = 0 ; y \rightarrow \infty : u = U(x, t) \quad (2.5)$$

sendo U a velocidade potencial do fluido. Utilizando o recurso da análise dimensional a espessura da camada limite será dada por (Schlichting, 1979):

$$\delta = \sqrt{\frac{\mu l}{\rho U}} = \sqrt{\frac{\nu l}{U}} \quad (2.6)$$

onde l é a posição sobre a superfície.

Atualmente há soluções exatas da equação de Navier-Stokes para a camada limite laminar Eq. (2.3), entretanto para o regime turbulento há somente soluções semi-empíricas e numéricas.

2.3.1 Equação de Blasius

Para se conseguir integrar as equações de camada limite Eq. (2.3) e (2.4), é conveniente introduzir uma função de corrente $\psi(x, y, t)$ definida por:

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y}, \quad v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (2.7)$$

para que a Eq. da continuidade seja satisfeita. Introduzindo agora uma variável adimensional (η), onde $\eta \sim y/\delta$, temos:

$$\eta = y \sqrt{\frac{U_\infty}{\nu x}} \quad (2.8)$$

Assumindo que a função ψ seja uma solução na forma de:

$$\psi = \sqrt{\nu x U_\infty} f(\eta) \quad (2.9)$$

Substituindo Eq. (2.9) em (2.7), e utilizando a regra da cadeia, teremos:

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y} = \frac{\partial \psi}{\partial \eta} \cdot \frac{\partial \eta}{\partial y} = U_\infty f'(\eta) \quad (2.10)$$

$$v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\nu U_\infty}{x}} (\eta f' - f) \quad (2.11)$$

Escrevendo as Eq. (2.10) e (2.11) em (2.3), para uma placa plana onde, $\partial p / \partial x = 0$, e realizando as modificações propostas pela Eq. (2.7), resulta em:

$$f \cdot f'' + 2f''' = 0 \quad (2.12)$$

Com as condições de contorno definidas como:

$$\eta = 0 : f = 0, f' = 0 \quad ; \quad \eta = \infty : f' = 1 \quad (2.13)$$

Os valores de f, f' e f'' podem ser definidos através do valor de η com o auxílio de uma tabela, desenvolvida por J. Howarth (Schlichting, 1979).

2.4 FORÇAS DE ARRASTO

As forças de arrasto presentes em um minifoguete se originam de dois mecanismos básicos, da distribuição da pressão do ar em torno do corpo e da fricção entre a superfície e o escoamento do fluido. O arrasto devido à distribuição da pressão do ar é subdividido em duas componentes: arrasto de pressão no corpo, devido à forma, e o arrasto induzido (Ashley, 1965).

Há outras fontes de arrasto dentro de um MF, por exemplo, a interferência entre as empenas e o corpo do modelo, ou a geração de vórtice devido as empenas quando estas estiverem submetidas a um ângulo de ataque, Fig. 2.3.

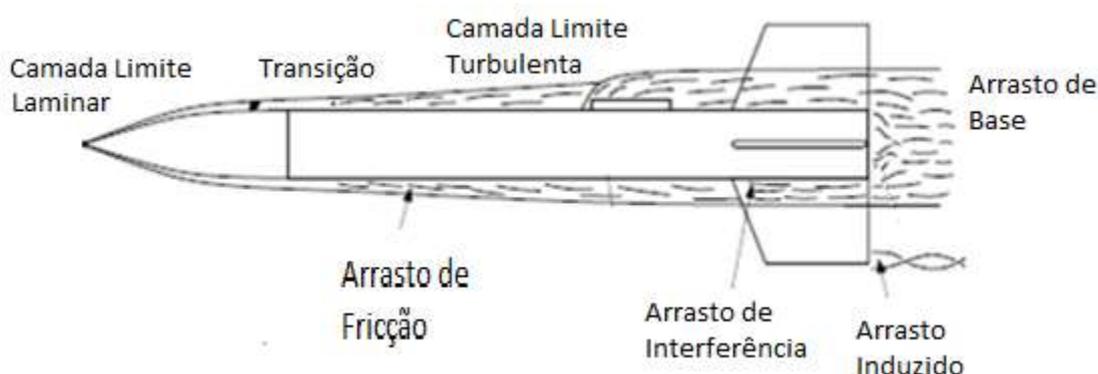


Figura 2.3 – A Fontes de arrasto de um EM.
Fonte: Adaptado Niskanen (2013).

O arrasto total em um corpo pode ser medido de acordo com:

$$C_{dT} = C_{df} + C_{dp} \quad (2.14)$$

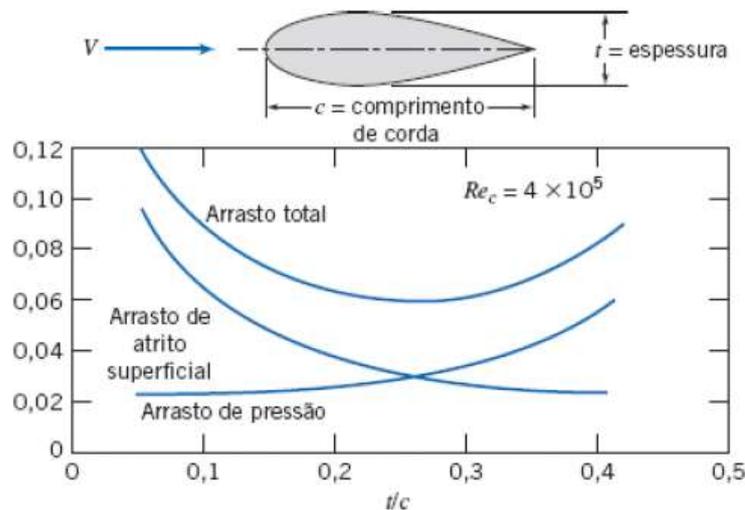
onde C_{df} é o arrasto produzido pelo atrito e C_{dp} o arrasto de pressão no corpo.

Segundo Fox, McDonald, Pritchard (2014), Abbot (1959) e Çengel (2006), para corpos carenados onde a razão entre a espessura e o seu comprimento (t^*/c) seja menor que 20%, o arrasto de pressão pode ser desprezado e então o arrasto de fricção considerado individualmente. Incorporando esta definição ao estudo proposto por este trabalho, somente será necessário o cálculo do arrasto de pressão para as empenas. O arrasto do nariz será combinado com o tubo, sendo incorporado ao arrasto de fricção do corpo do minifoguete. Na Fig. 2.4 pode-se ver o gráfico que relaciona a dimensão $\frac{t^*}{c} \times C_{dT}$.

Então, defini-se que a força de arrasto no foguete será dada por

$$C_{dT} = (C_{do})_B + (C_{do})_F + C_{db} + C_{d\alpha} + C_{d_{int}} \quad (2.15)$$

onde $(C_{do})_B$ é o arrasto no nariz e do corpo combinados, $(C_{do})_F$ arrasto devido às empenas, C_{db} o arrasto de base, $C_{d\alpha}$ o arrasto induzido e por fim $C_{d_{int}}$ o arrasto provocado pelas interferências (Gregorek, 1970).



**Figura 2.4 – Relação $t^*/c \times C_d$.
Fonte: Fox (2014)**

2.4.1 Coeficiente de Fricção

O coeficiente de fricção pode ser obtido, conhecendo-se as forças de arrasto, através da equação:

$$C_f = \frac{D_{fr}}{\rho A_{ref} V_0^2} \quad (2.16)$$

Como este é consequência devido à existência da camada limite, pode-se deduzir que para cada regime teremos um coeficiente de fricção: coeficiente de fricção laminar ($C_{f_{lam}}$) e coeficiente de fricção turbulento ($C_{f_{turb}}$).

Em Barrowman (1967) os valores para estes coeficientes são definidos através do número de Re para placas planas, que, devido às relações de t^*/c do estudo, possuem um erro estimado de até 3%.

$$C_{f_{lam}} = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad ; \quad C_{f_{turb}} = \frac{1}{(3.46 \log(Re) - 5.6)^2} \quad (2.17)$$

Os valores dos coeficientes para placas planas também podem ser obtidos através do gráfico da Fig. 2.5.

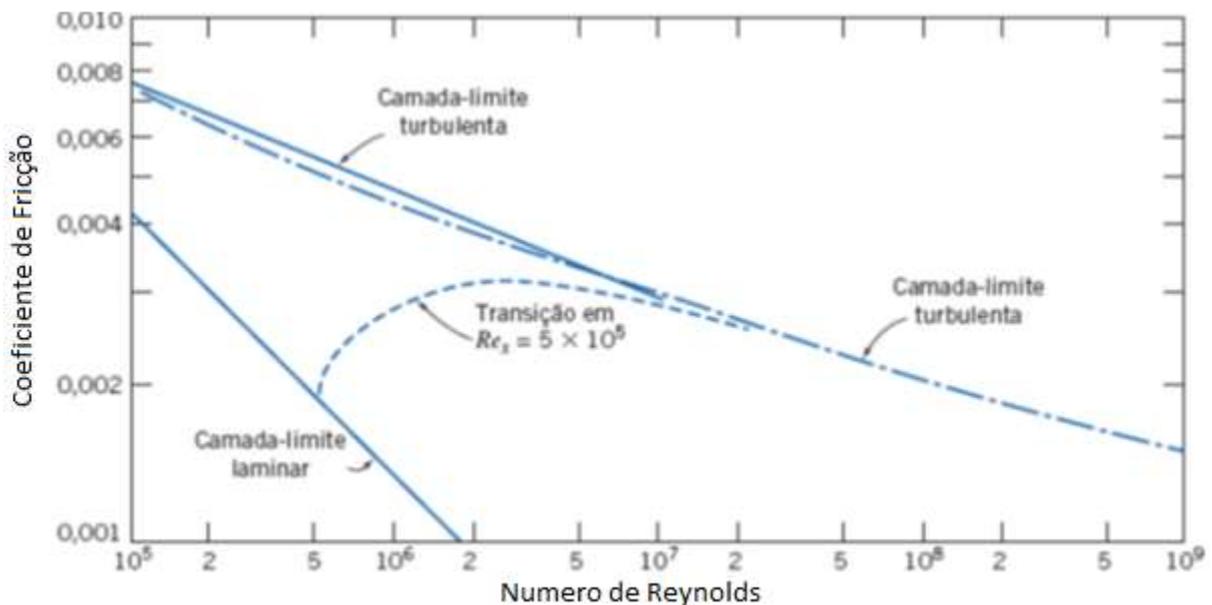


Figura 2.5 – Variação de C_f em função de Re para uma placa plana lisa.
Fonte: Fox, McDonald, Pitchard (2014)

Os resultados que são achados na literatura para o coeficiente de fricção são obtidos para escoamentos sobre uma placa. Para perfis não planares é feita uma correção para o C_f dada por (Hoerner, 1965):

$$C_f' = \left(1 + \frac{0.5}{f_b}\right) C_f \quad (2.18)$$

onde f_b é a razão da espessura total do corpo. Observando-se a Eq. (2.16) é possível ver que para perfis planos o C_f será menor devido à uma menor área de referência, porém os perfis curvilíneos proporcionam um menor arrasto por retardarem a separação da CL.

Para cálculos mais precisos de $C_{f_{lam}}$ pode-se utilizar a solução de Blassius para CL em séries de potências para o regime laminar. Já para os cálculos de $C_{f_{turb}}$ não existe atualmente uma solução exata, somente soluções semi-empíricas. Para o regime de transição da CL é necessária uma correção, subtraindo o incremental ΔC_d (Barrowman, 1966) para escoamentos incompressíveis, mostrada a seguir.

$$\Delta C_d = \frac{k}{Re} \quad (2.19)$$

O valor de k foi definido em experimentos de Prandtl e achado como $k = 1700$. Combinando as Eq. (2.19) e (2.17) teremos para regime de transição:

$$C_{f_{turb}} = \frac{1}{(3.46 \log(Re) - 5.6)^2} - \frac{1700}{Re} \quad (2.20)$$

2.4.2 Coeficiente de Arrasto do Corpo $(C_{d_o})_B$

Para analisar arrasto do corpo, foi considerado o nariz e o tubo do MF como um corpo único, desprezando-se assim o efeito do arrasto de pressão. Logo, o coeficiente de arrasto do corpo é dado por:

$$(C_{d_o})_B = C_{d_{o_t}} + C_{d_{o_n}} \quad (2.21)$$

onde $C_{d_{o_t}}$ é o coeficiente de arrasto do tubo e $C_{d_{o_n}}$ o coeficiente de arrasto do nariz.

Pela teoria de escoamento sobre corpos finos, a camada limite não irá se separar do corpo, apenas passa pela fase de transição do regime laminar para o turbulento. Essa consideração tem por consequência as forças viscosas predominantes sobre os efeitos das forças de pressão no arrasto do corpo.

O coeficiente de arrasto do corpo para um ângulo de ataque $\alpha = 0^\circ$ poderá ser dado então por (Mandell, 1971):

$$(C_{d_o})_B = (C_f)_B \left[1 + \frac{60}{(l_b * d_m)^3} + 0.0025 \left(\frac{l_b}{d_m} \right) \right] \left(\frac{A_{BW}}{A_{tr}} \right)_B \quad (2.22)$$

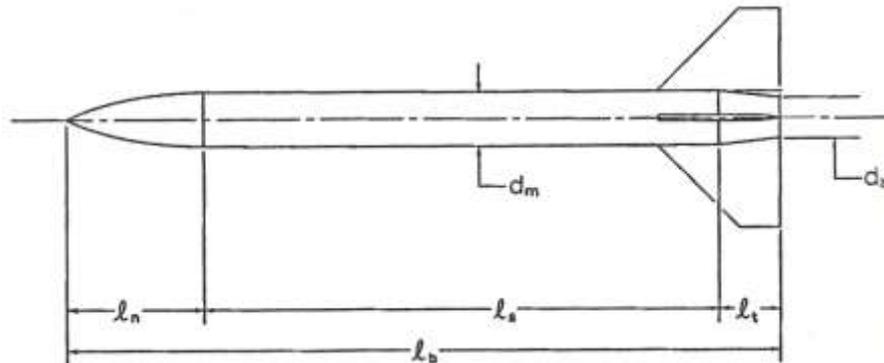


Figura 2.6 – Dimensões geométricas de um foguete.
Fonte: Mendel, (1971)

onde l_b , d_m , d_b são dados de acordo com a Fig. 2.6. A_{BW} é a área do corpo que está em contato com o fluido, também chamada de área molhada, e A_{tr} a área frontal. $(C_f)_B$ é o coeficiente de fricção resultante entre a combinação do regime laminar e turbulento, caso ocorra, e dado de acordo para o número de Reynolds para o foguete, Re_{l_b} .

A razão entre a área molhada e a área frontal é dada pela soma dos efeitos do nariz e do corpo cilíndrico.

$$\left(\frac{A_{BW}}{A_{tr}} \right)_B = \left(\frac{A_{BW}}{A_{tr}} \right)_N + \left(\frac{A_{BW}}{A_{tr}} \right)_C \quad (2.23)$$

É possível achar as razões entre as áreas para narizes de forma em elipse, cônica, ogiva, assim como também razões para corpos de outros formatos além do cilíndrico, em livros de geometrias ou em literaturas referentes à minifoguetes (Mandell, 1971).

2.4.3 Coeficiente de Arrasto da Empena $(C_{d_o})_F$

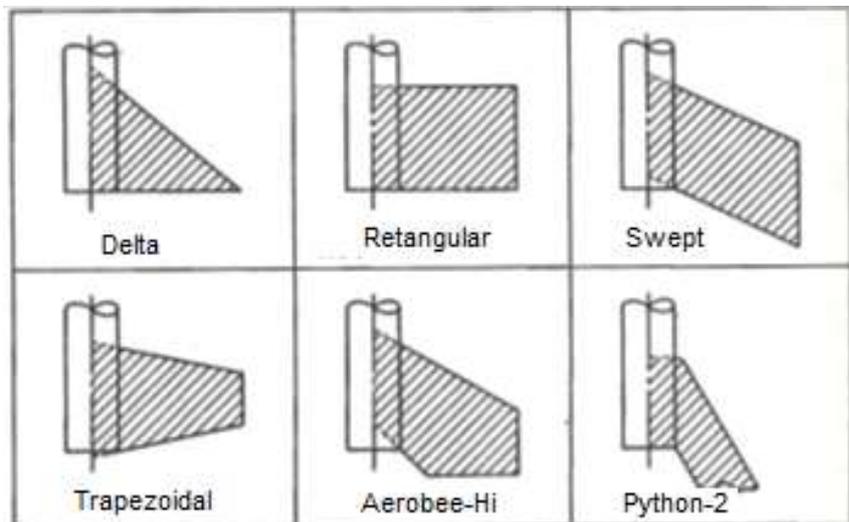
O coeficiente de arrasto para uma empena de perfil retangular pode ser dado por:

$$(C_{d_o})_F = 2(C_f)_F \quad (2.24)$$

Uma empena modelada como um aerofólio, geralmente, não é fina o suficiente para poder ser representada por uma placa plana, sendo necessária uma correção na Eq. (2.24). O coeficiente de arrasto de um aerofólio para um ângulo de ataque α igual a zero é dado por (Mandell, 1971):

$$(C_{d_o})_F = 2(C_f)_F \left(1 + 2 \frac{t^*}{c}\right) \frac{A_F}{A_{tr}} \quad (2.25)$$

onde, $(C_f)_F$ é o coeficiente de fricção calculado para o regime de escoamento, t^* a espessura média da empena, c a corda da empena, A_F é a área total da empena, ver Fig. 2.7, e A_{tr} a área de secção máxima do foguete.



**Figura 2.7 – Exemplos de áreas totais a serem consideradas das empenas.
Fonte: Adaptado Mandell (1971)**

O comprimento médio da corda de uma empena pode ser definido através de umas das seguintes expressões (Mandell, 1971):

$$c = \frac{c_r + c_t}{2} \quad (2.26)$$

$$c = \frac{A_{FW}}{b} \quad (2.27)$$

onde c_r , c_t , as cordas de raiz e topo da empena respectivamente, e b , a envergadura da empena, são definidos como mostra a Fig. 2.8, e A_{FW} a área molhada da empena.

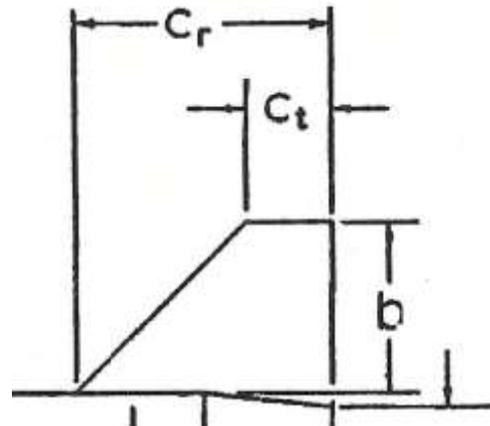


Figura 2.8 – Geometria de empenas.
Fonte: Mendel (1971)

2.4.4 Arrasto de Base C_{d_b}

O arrasto de base é produzido devido a uma zona de baixa pressão criada na base do foguete. A zona de baixa pressão formada é devido a interrupção da geometria ao final do foguete, ocasionando a separação da camada limite. Enquanto o propulsor está ativo, não haverá este arrasto.

Em Niskanen (2013) o arrasto de base é definido de acordo com o número de MACH, dado por:

$$C_{d_b} = 0.12 + 0.13M^2 \quad (2.28)$$

Gregorek (1970), Mandell (1971) e Hoerner (1965) definem em função do coeficiente de arrasto do corpo, $(C_{D_o})_B$, dado por:

$$C_{d_b} = \frac{0.29 * \left(\frac{d_b}{d_m}\right)^3}{\sqrt{(C_{D_o})_B}} \quad (2.29)$$

onde d_b é o diâmetro do motor, como mostra a Fig. 2.6.

2.4.5 Arrasto por Interferência $C_{d_{int}}$

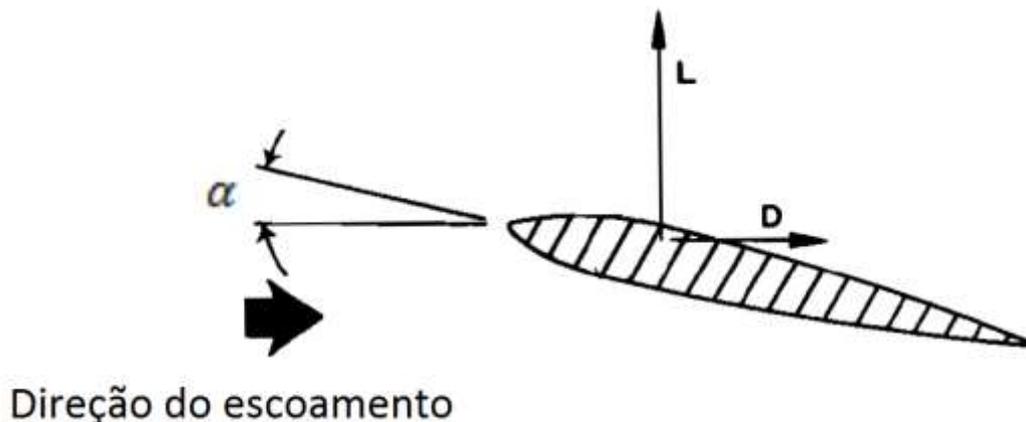
O arrasto por interferência é causado pelo interrompimento do escoamento da camada limite sobre o corpo. Em um minifoguete este tipo de arrasto ocorre na junção entre o tubo do corpo e as empenas. Tecnicamente pode-se considerar como uma parte do arrasto de pressão (Stine, 1987).

Após experimentos realizados, foi constatado que seu valor era igual ao arrasto produzido pela área das empenas sobre o cilindro. O coeficiente do arrasto por interferência, por empena, pode ser dado através de (Mandell, 1971):

$$C_{d_i} = 2(C_f)_F \left(1 + 2 \frac{t^*}{c}\right) \frac{A_F - A_W}{A_m} \quad (2.30)$$

2.4.6 Arrasto Induzido C_{d_α}

O arrasto induzido é gerado quando, devido à rotação do corpo do foguete formando um ângulo, α , com a direção do escoamento gera uma sustentação e por consequência um arrasto, Fig. 2.9.



**Figura 2.9 – Aerofólio submetido a um ângulo de ataque α .
Fonte: Adaptado de Stine (1987)**

Pode-se dizer que o coeficiente do arrasto induzido será dado pela soma do arrasto induzido do corpo-nariz e das empenas

$$C_{d_\alpha} = (C_{d_\alpha})_B + (C_{d_\alpha})_F \quad (2.31)$$

onde $(C_{d\alpha})_B$ é devido ao corpo, $(C_{d\alpha})_F$ as empenas.

Pesquisadores, como Barrowman e Stine, ignoram o efeito causado pelo corpo-nariz, pois eles não geram sustentação o suficiente para ser um efeito considerável, uma vez que dependem da estabilidade do foguete, afetando o tempo atuante deste tipo de arrasto sobre o corpo.

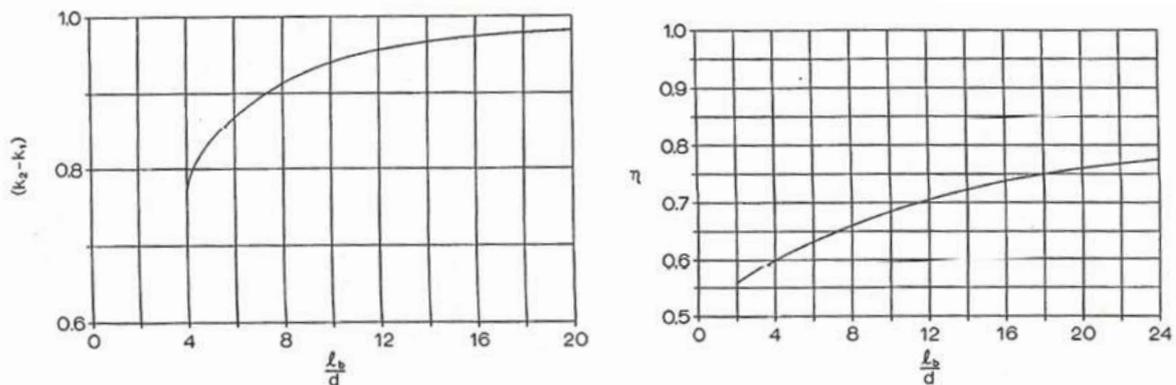
Mendel, ao contrário de outros pesquisadores, não despreza este efeito do arrasto induzido devido ao corpo, onde, através de experimentos pode ser dado por:

$$(C_{d\alpha})_B = \left(\frac{2(k_2 - k_1)S_o}{S_m} \right) \alpha^2 + \frac{2\alpha^3}{S_m} (l_b - X_o) \eta r_x C_{d_{ot}} \quad (2.32)$$

Os fatores k_1 , k_2 e η foram obtidos experimentalmente. O valor da diferença entre k_1 e k_2 , juntamente com o valor de η podem ser obtidos consultando a Fig. 2.10.

Ainda na Eq. (2.32), α é dado em radianos e o valor de X_o é dado por:

$$X_o = 0.55l_n + 0.36l_b \quad (2.33)$$



**Figura 2.10 – À esquerda a diferença $(k_2 - k_1)$ e à direita fator η .
Fonte: Mandell (1971)**

Segundo Hoerner (1965) o arrasto induzido pelas empenas é dado por:

$$(C_{d\alpha})_F = \frac{C_l C_l}{\pi(A.R)e_w} \quad (2.34)$$

onde C_l é o coeficiente de sustentação da empena, obtido através da teoria de escoamentos potenciais, $A.R$ é a razão de aspecto dada pela relação entre a envergadura e a corda na raiz da empena, definida como:

$$A.R = \frac{b}{c_r} \quad (2.35)$$

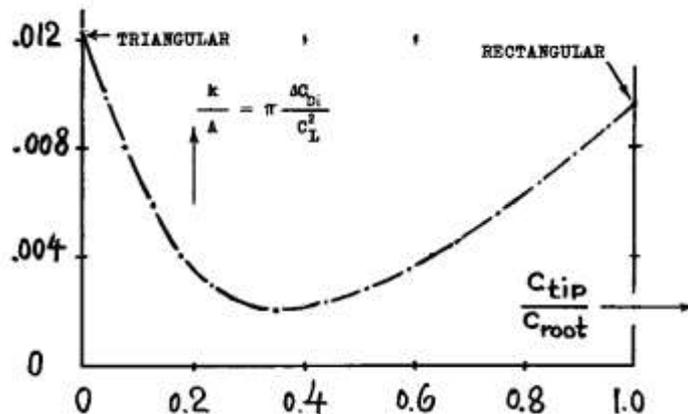


Figura 2.11 - Eficiência da empena

Fonte: Hoerner (1965)

e e_w é a eficiência da asa obtida por:

$$e_w = \frac{1}{1+k} \quad (2.36)$$

onde k pode ser obtido através do auxílio da Fig. 2.11.

Em Gregorek (1979) é possível achar a razão $A.R$ para outros formatos de empenas.

2.5 ESTABILIDADE

A estabilidade de um corpo em movimento em um meio fluido é definida como a capacidade deste de retornar à trajetória planejada, ou se manter nela, independente das forças externas agindo sobre o corpo, Fig. 2.12.

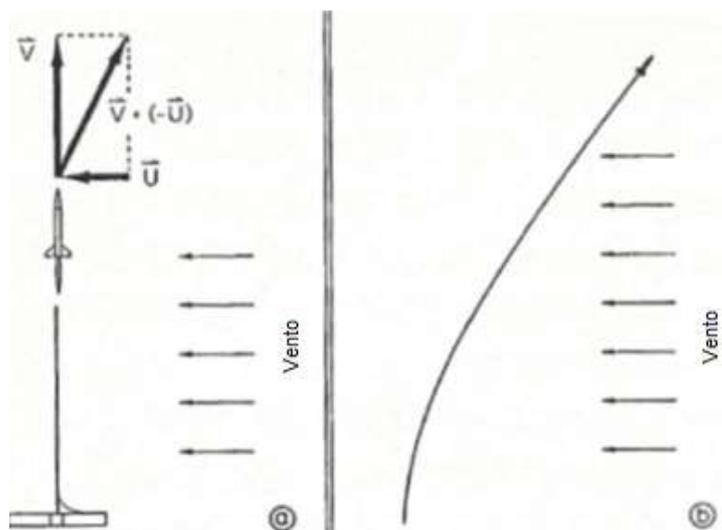


Figura 2.12 – Efeito da força externa e trajetória do EM devido à F externa.
Fonte: Mendel (1971)

Quando um foguete está em um movimento livre no espaço, ele está sujeito às forças aerodinâmicas, do próprio peso, do empuxo causado pelo motor e externas. As forças aerodinâmicas e o empuxo agem axialmente ao corpo, a força de peso sobre o centro de massa do foguete e as forças externas que causarão momentos rotacionais ao foguete. Stine (1987) descreve que um foguete-modelo está sujeito a seis tipos de movimentos diferentes, Fig. 2.13.

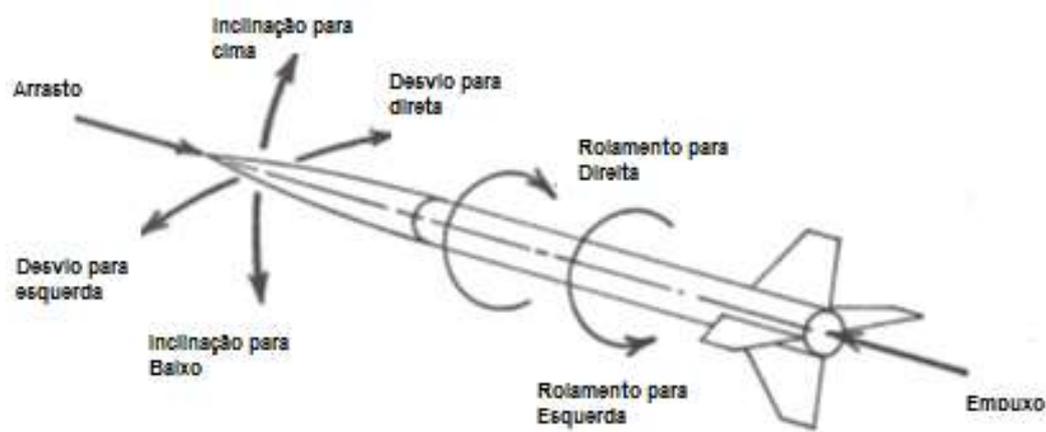


Figura 2.13 – Movimentos em que um EM está sujeito.
Fonte: Adaptado Stine (1987)

Devido a rotação gerada pela ação das forças externas, a linha de centro do foguete deixa de ser paralela com a direção da velocidade do foguete, formando um ângulo α . Quando isso ocorre, as empenas do foguete deverão produzir um momento corretivo para que a linha de centro do MF se alinhe com a velocidade do mesmo.

O momento corretivo mencionado é causado pela força aerodinâmica exercida sobre o corpo, a qual a sua resultante é aplicada sobre o centro de pressão do foguete. A distância entre o centro de pressão e o centro de massa é chamada de margem estática, definida por:

$$E = \frac{CP - CG}{d_{MAX}} \quad (2.37)$$

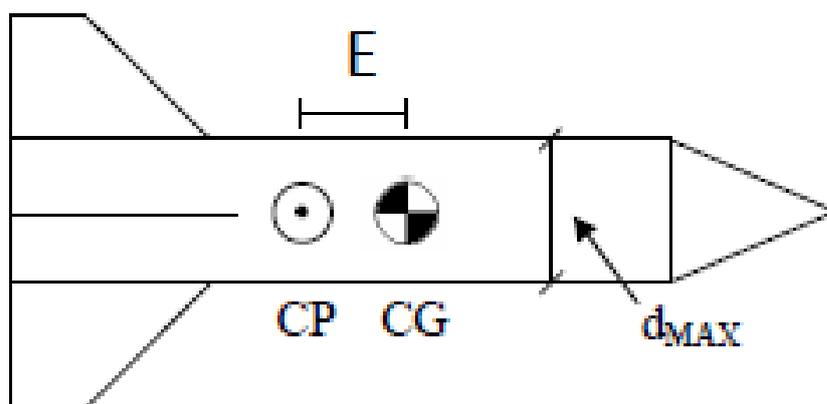


Figura 2.14 – Definição da margem estática.
Fonte: GFCS (2017).

2.5.1 Centro de Gravidade

O centro de gravidade, ou *CG*, de um foguete é o ponto onde a massa está concentrada, ou onde atua a força peso. É o ponto onde se apoiarmos o foguete somente nele, ficará equilibrado (Barrowman, 1988)

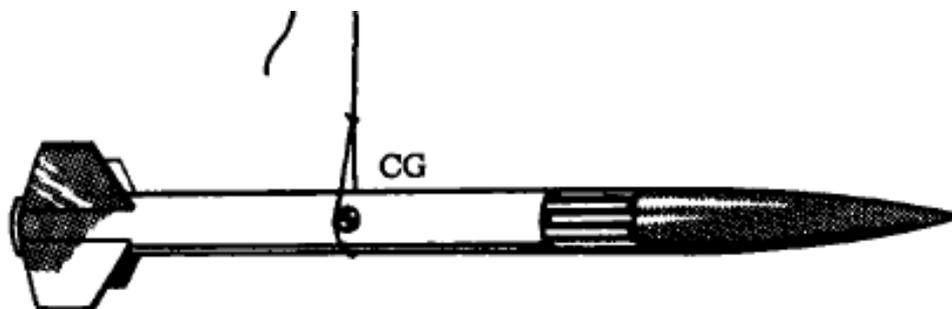


Figura 2.15 – Localização do centro de gravidade através de um apoio.
Fonte: Barrowman (1988).

Pode-se determinar o CG do foguete e de qualquer corpo, de duas maneiras: experimentalmente, pendurando por um fio até achar o ponto estável, Fig. 2.15, ou analiticamente. Para calcular analiticamente o CG do foguete, considera-se que cada componente do minifoguete, nariz, empenas, corpo, possui sua própria massa, denotada por m_i . Cada componente terá sua própria localização do centro de massa, dada por x_i , que será o centro geométrico do componente. O cálculo teórico do CG será dado então por:

$$CG = \frac{1}{M_t} * \sum_{i=1}^N x_i m_i \quad (2.38)$$

onde: N = Número de partes do MF

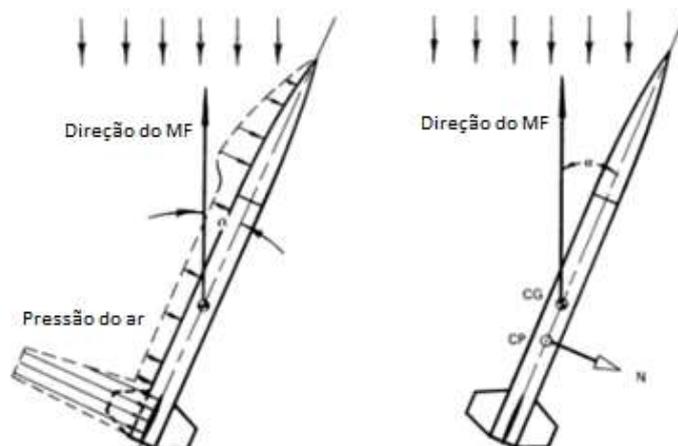
M_t = Massa total, em gramas, do MF.

m_i = Massa, em gramas, de cada componente do MF.

x_i = Posição, em mm, da ponta do nariz do MF e o centro geométrico de cada parte do EM.

2.5.2 Centro de pressão CP

Assim como o CG, o centro de pressão é definido onde as forças aerodinâmicas resultantes atuam sobre o corpo. A Fig. 2.16 mostra, à esquerda, a distribuição da pressão ao longo de um MF e, à direita, a resultante desta distribuição em seu CP, definida como força normal (N).



**Figura 2.16 – Distribuição da pressão e Força Normal resultante em um EM.
Fonte: Adaptado Barrowman (1988).**

A distribuição de pressão pode ser obtida utilizando a teoria dos fluidos potenciais. Barrowman (1966) utilizou estes conceitos da teoria potencial para realizar o cálculo da posição do CP dos MFS. Assim como no procedimento para CG podemos estimar para cada componente o seu CP e determinar para o MF.

$$\bar{X} = \frac{1}{C_{N\alpha}} * \sum_{i=1}^N (C_{n\alpha})_i \bar{X}_i \quad (2.39)$$

onde: $C_{N\alpha} = \sum_{i=1}^N (C_{n\alpha})_i$ é a soma dos coeficientes normais das partes do MF.

$(C_{n\alpha})_i$ = é o coeficiente normal da i-ésima parte do MF.

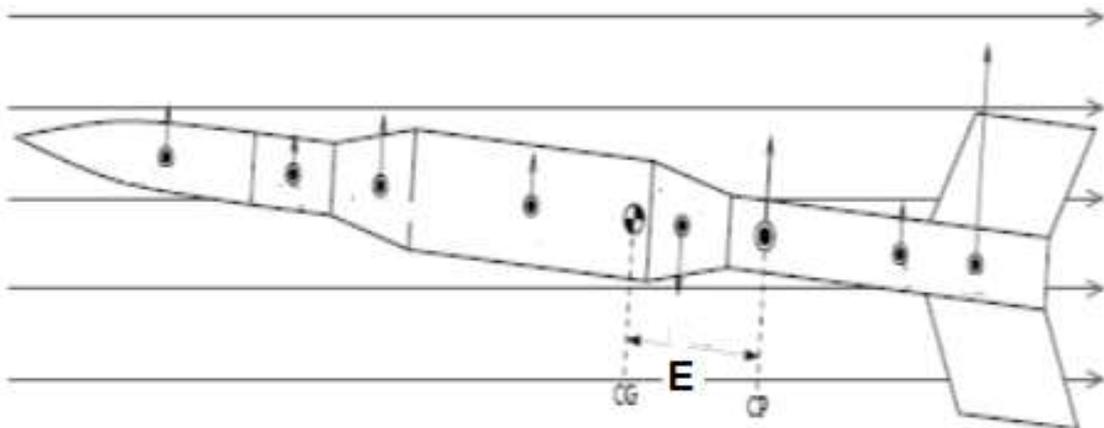
\bar{X}_i = é a posição dos CP de cada parte.

São encontradas na literatura fórmulas já prontas para a localização de X_i e gráficos com os coeficientes normais disponibilizados (Barrowman, 1988). Estes dados também podem ser obtidos pela teoria dos fluidos potenciais (Niskanen, 2013)

$$X_i = \frac{(C_m)_i}{(C_n)_i} d \quad (2.40)$$

onde d é o comprimento característico do corpo, C_n é dado pela eq. 1.2 e C_m é o coeficiente de inclinação é dado por:

$$C_m = \frac{Mo}{\frac{1}{2}\rho V_0^2 A_{ref} * d} \quad (2.41)$$



**Figura 2.17 – Localização dos N centros de pressão de um MF.
Fonte: Adaptado Barrowman (1988).**

2.6 TRAJETÓRIA

A trajetória de um minifoguete pode ser separada em três fases: propulsada, balística ascendente e balística descendente, vistas na Fig. 2.18, sendo delimitadas pelas regiões A, B e C respectivamente. Cada fase é descrita por um conjunto particular de equações que envolvem a forças aplicadas sobre o minifoguete durante o voo.

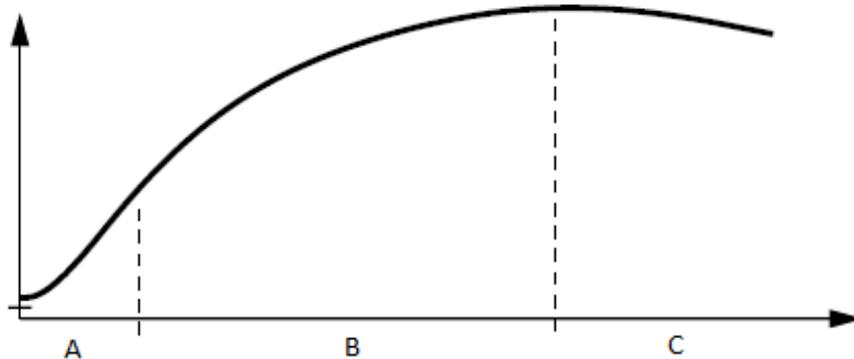


Figura 2.18 – Trajetória de um minifoguete descrita no tempo.

2.6.1 Fase Propulsada

A fase propulsada é definida enquanto o motor do minifoguete está gerando empuxo. Aplicando a 2ª Lei de Newton, obtemos:

$$\sum F = m a = E - D - P \quad (2.42)$$

onde: “E” é o empuxo gerado pelo motor, “D” a força de arrasto, “P” o peso do MF, “m” a massa do minifoguete e “a” a aceleração. Sabendo-se que o motor possui um tempo de queima, t_q , e que a velocidade de queima, V_q , do propelente seja constante, o intervalo de tempo em que a fase propulsada é definida é: $0 < t \leq t_q$.

Rearranjando a Eq. (1.1), temos D definido como:

$$D = C_d \rho A_{ref} \frac{V_0^2}{2} \quad (2.43)$$

Sendo o peso de um minifoguete é dado por:

$$P = m g \quad (2.44)$$

podemos escrever a Eq. (2.42) da seguinte forma:

$$m a = E - m g - C_d \rho A_{ref} \frac{V_0^2}{2} \quad (2.45)$$

$$m a + m g + C_d \rho A_{ref} \frac{V_0^2}{2} - E = 0 \quad (2.46)$$

$$m \left(\frac{\partial^2 h}{\partial t^2} \right) + C_d \frac{(\rho A_{ref})}{2} \left(\frac{\partial h}{\partial t} \right)^2 + m g - E = 0 \quad (2.47)$$

$$\left(\frac{\partial^2 h}{\partial t^2} \right) + C_d \frac{(\rho A_{ref})}{2m} \left(\frac{\partial h}{\partial t} \right)^2 + g - \frac{E}{m} = 0 \quad (2.48)$$

A Eq. (2.48) é uma equação diferencial ordinária (EDO) que descreve o movimento do foguete durante a fase propulsada.

2.6.2 Fase Balística Ascendente

A fase balística ascendente se inicia quando o motor não age mais sobre o minifoguete até atingir o apogeu máximo. Pela 2ª Lei de Newton temos:

$$\sum F = m a = -D - P \quad (2.49)$$

Substituindo as Eq. (2.43) e (2.44) na Eq. (2.49), obtemos:

$$m a = -m g - C_d \rho A_{ref} \frac{V_0^2}{2} \quad (2.50)$$

$$m a + m g + C_d \rho A_{ref} \frac{V_0^2}{2} = 0 \quad (2.51)$$

$$m \left(\frac{\partial^2 h}{\partial t^2} \right) + C_d \frac{(\rho A_{ref})}{2} \left(\frac{\partial h}{\partial t} \right)^2 + m g = 0 \quad (2.52)$$

$$\left(\frac{\partial^2 h}{\partial t^2}\right) + C_d \frac{(\rho A_{ref})}{2m} \left(\frac{\partial h}{\partial t}\right)^2 + g = 0 \quad (2.53)$$

A Eq. (2.53) é uma EDO que descreve o movimento do minifoguete durante a fase balística ascendente. O intervalo de tempo em que esta função é definida é: $t_q < t \leq t_h$, onde t_q é o tempo de queima do propelente e t_h o tempo ao atingir o apogeu máximo.

2.6.3 Fase Balística Descendente

A fase balística descendente é dada a partir do apogeu máximo do minifoguete até o mesmo voltar ao solo. Pela 2ª Lei de Newton temos:

$$\sum F = m a = D - P \quad (2.54)$$

Substituindo as Eq. (2.43) e (2.44) na Eq. (2.54), obtemos:

$$m a = -m g + C_d \rho A_{ref} \frac{v_0^2}{2} \quad (2.55)$$

$$m a + m g - C_d \rho A_{ref} \frac{v_0^2}{2} = 0 \quad (2.56)$$

$$m \left(\frac{\partial^2 h}{\partial t^2}\right) - C_d \frac{(\rho A_{ref})}{2} \left(\frac{\partial h}{\partial t}\right)^2 + m g = 0 \quad (2.57)$$

$$\left(\frac{\partial^2 h}{\partial t^2}\right) - C_d \frac{(\rho A_{ref})}{2m} \left(\frac{\partial h}{\partial t}\right)^2 + g = 0 \quad (2.58)$$

A Eq. (2.58) é uma EDO que descreve o movimento do minifoguete durante a fase balística descendente. O intervalo de tempo em que esta equação é definida é: $t_h < t \leq t_t$, onde t_q é o tempo de queima do propelente e t_t o tempo total de voo.

3. METODOLOGIA

Para atingir o objetivo deste trabalho aplicaram-se os conceitos de aerodinâmica definidos no capítulo 2 para otimizar os perfis e formas geométricas das empenas dos MFS. Foi avaliado juntamente o impacto destas otimizações sobre a estabilidade dos modelos.

Para avaliar a redução do arrasto será modificada apenas uma geometria por vez.

3.1 MOTOR

Os motores dos MFS são classificados de acordo com o seu impulso total e a nomenclatura seguindo o modelo:

Letra Número 1 – Número 2

onde a letra indica a classe do motor, o número 1 indica o valor do empuxo médio enquanto que o segundo número indica o tempo de queima da carga temporizadora.

Utilizaram-se os motores B6-4, para o apogeu de 100m, e o e C6-0, para os apogeus de 100 e 200m, fabricados pela empresa Bandeirantes devido a disponibilidade de material e facilidade para construir os modelos. Nas Tab. 3.1 e 3.2 são disponibilizados os dados obtidos dos motores B6-4 e C6-0 através de testes estáticos realizados pelo Grupo de Foguetes Carl Sagan (GFCS).

Tabela 3.1 – Dados experimentais do motor B6-4 Bandeirantes

PARÂMETRO	Mínimo	Média	Máximo	Unidade
	Real		Real	
Impulso total	2,66	3,23	3,51	N.s
Empuxo médio	3,60	4,25	4,62	N
Empuxo máximo	7,67	9,60	14,30	N
Tempo de queima	0,71	0,76	0,82	s
Massa de propelente	5,67	6,41	6,67	g

Fonte: GFCS (2017)

Tabela 3.2 – Dados experimentais do motor C6-0 Bandeirantes

PARÂMETRO	Mínimo Real	Média	Máximo Real	Unidade
Impulso total	6,09	6,76	7,35	N.s
Empuxo médio	2,97	3,18	3,51	N
Empuxo máximo	6,06	7,34	8,66	N
Tempo de queima	1,90	2,13	2,29	s
Massa de propelente	9,11	9,64	10,49	g

Fonte: GFCS (2017)

A partir das tabelas Tab. 3.1 e 3.3, observa-se que os motores selecionados apresentam empuxos médios inferiores a sua classificação, reclassificando os motores B6-4 e C6-0 como B4-3 e C3-0 respectivamente.

3.2 CÁLCULO DA ESTABILIDADE

Para o cálculo da estabilidade utilizou-se o método de Barrowman, que possui um erro pequeno para $\alpha < 10^\circ$, para os perfis de empenas retangulares. Para as empenas com formato de aerofólio, com o ângulo de ataque máximo de 10° e maior do que 0° , a localização do centro de pressão pode ser estimada como estando a $\frac{1}{4}$ do bordo de ataque (Abbott, 1959).

O método de Barrowman diz que para um MF de corpo cilíndrico constante serão considerados apenas os efeitos do nariz e empenas, desconsiderando o efeito do tubo (Barrowman, 1967). A localização do C_p é dada por:

$$C_p = \frac{y_n C_n + y_f K C_{ne}}{C_{N\alpha}} \quad (3.1)$$

onde:

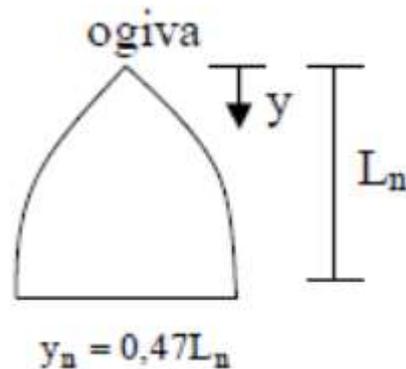
$$C_{N\alpha} = C_n + K C_{ne} \quad (3.2)$$

3.2.1 Nariz

Em Barrowman (1988) o coeficiente normal ($C_{N\alpha}$) é igual para todos os tipos de formatos de nariz, com seu valor definido como:

$$(C_{N\alpha})_n = 2 \quad (3.3)$$

e a localização para nariz de formato ogival dada de acordo com a Fig. 3.1.



**Figura 3.1 – Localização do centro de pressão para nariz ogiva.
Fonte: GFCS (2017).**

3.2.2 Empenas

O coeficiente da força normal das empenas é dado por:

$$C_{ne} = \left(\frac{4N \left(\frac{S}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2l}{a+b}\right)^2}} \right) \quad (3.4)$$

onde N é o número de empenas, S a envergadura, l seu comprimento, a o tamanho da corda de raiz, b o tamanho da corda de pé e d o diâmetro do corpo do MF, Fig. 3.2.

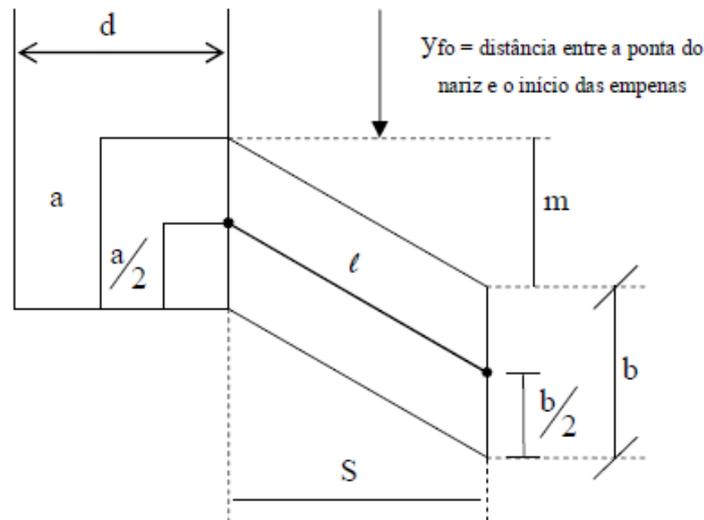


Figura 3.2 – Geometrias da Empena.
Fonte: GFCS (2017).

A localização do centro de pressão da empena é calculada como:

$$y_f = y_{fo} + \frac{m}{3} \left(\frac{a+2b}{a+b} \right) + \frac{1}{6} \left(\frac{a^2+2ab+b^2}{a^2+b^2} \right) \quad (3.5)$$

onde y_{fo} é a distância, em mm, da ponta do nariz do foguete até o início das empenas. O fator de interferência, k , visto na Eq. (3.1) é dado por:

$$k = \left(\frac{s+d}{2s+d} \right) \quad (3.6)$$

3.3 CÁLCULO C_D

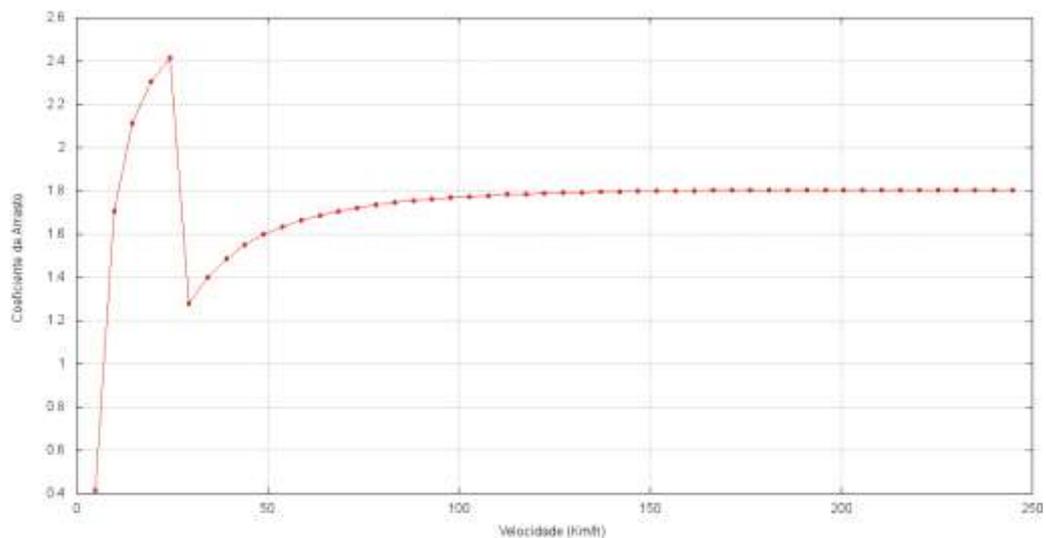
Para o auxílio do cálculo do coeficiente de arrasto do foguete característico foi utilizado aplicativo CD 2.0. O aplicativo foi desenvolvido pelo GFCS da UFPR. O aplicativo foi desenvolvido na linguagem Fortran 90 e possibilita o cálculo dos coeficientes de arrasto em escoamentos subsônicos e transônicos. É possível acessar o aplicativo através do endereço virtual: <<http://servidor.demec.ufpr.br/foguete/Aplicativos/>>.

As equações que o aplicativo utiliza para o cálculo dos coeficientes de arrasto tiveram como base em equações semi-empíricas retiradas da literatura, como (Niskanen, 2013), (Gregorek, 1970), (Hoerner, 1965).

Para os MFS padrões e de referências de projeto foram definidas as seguintes entradas:

- Temperatura atmosférica à 20°C
- Pressão atmosférica de 90,68 kPa
- Mach máximo de 0,2
- Número de pontos do gráfico igual a 50.
- Entradas referentes ao tubo-guia como positiva
- Entrada referente ao nariz como ogival.
- Entrada referente ao perfil da empena como quadrada.
- Outras geometrias definidas na seção 4.

Uma vez definidas as entradas o programa fornece a curva do coeficiente de arrasto x velocidade do minifoguete, Fig. 3.3.



**Figura 3.3 – Curva $C_d \times V$ do modelo EL-07.
Fonte: CD 2.0.**

3.4 REDUÇÃO DO C_D

O arrasto devido às empenas é responsável por cerca de 30% do arrasto total produzido pelo MF (Mandell, 1971), o que torna uma geometria crítica para otimizar a redução do arrasto. Nela estão presentes os arrastos de: pressão, atrito, induzido e por interferência.

A redução do arrasto de pressão e atrito das empenas é realizada modificando o formato de perfil ou da geometria. Pela teoria da CL, a mudança de

perfil irá retardar a transição da camada limite para o regime turbulento e a sua separação.

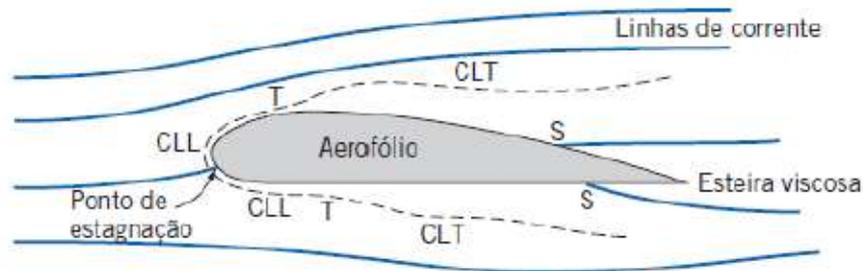


Figura 3.4 – Pontos de interesse de um escoamento sobre um aerofólio.
Fonte: Fox (2014).

O arrasto induzido gerado pelas empenas está, em grande parte, localizada nas pontas destas. Quando a empena gera a força normal para restaurar a trajetória, zonas de alta e baixa pressões são geradas em diferentes lados da empena. Devido a este gradiente de pressão, o escoamento em alta pressão nas pontas escoará para o de menor gerando linhas de vórtices, Fig. 3.5. Para diminuir este efeito foi alterada a geometria da empena, Fig. 3.6.

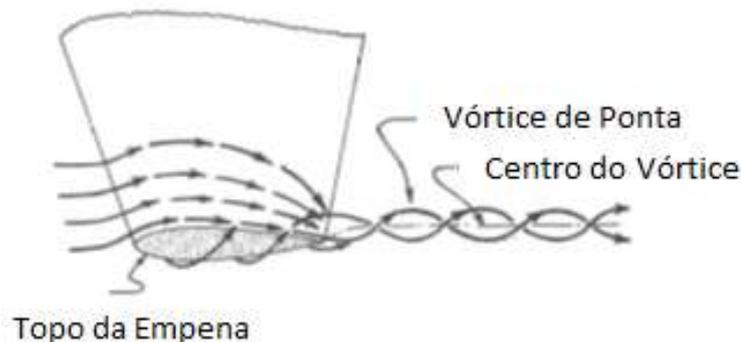
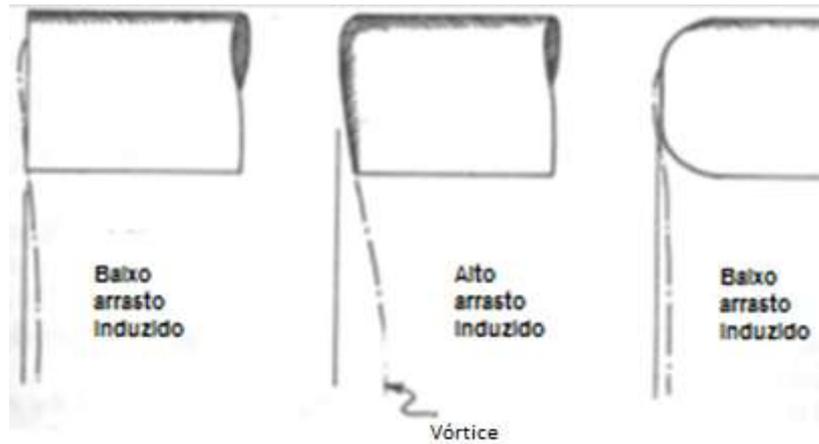


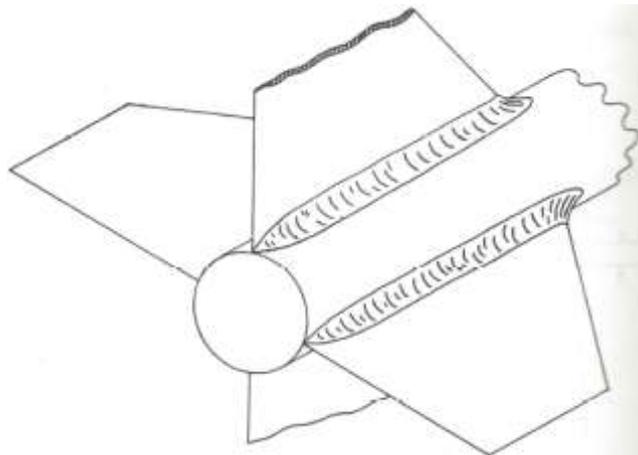
Figura 3.5 – Vórtices gerados pelos efeitos do arrasto induzido na ponta de asa.

Fonte: Adaptado Stine (1987).



**Figura 3.6 – Efeito da geometria na ponta de asa sobre o vórtice gerado.
Fonte: Adaptado Mandell (1971).**

A forma escolhida para amenizar o arrasto por interferência será através da melhora do processo de fabricação, procurando desenvolver uma transição mais suave do corpo para a empena, Fig. 3.7.



**Figura 3.7 – Suavização da transição entre empena e corpo.
Fonte: Stine (1987).**

3.4.1 Redução de área

Uma forma de reduzir o arrasto provocado pela empena é a diminuição de sua área total, como se pode ver na Eq. (2.34). Há vários modos de realizar esta redução e na Fig. 3.12 podemos ver a comparação entre dois modos de redução.

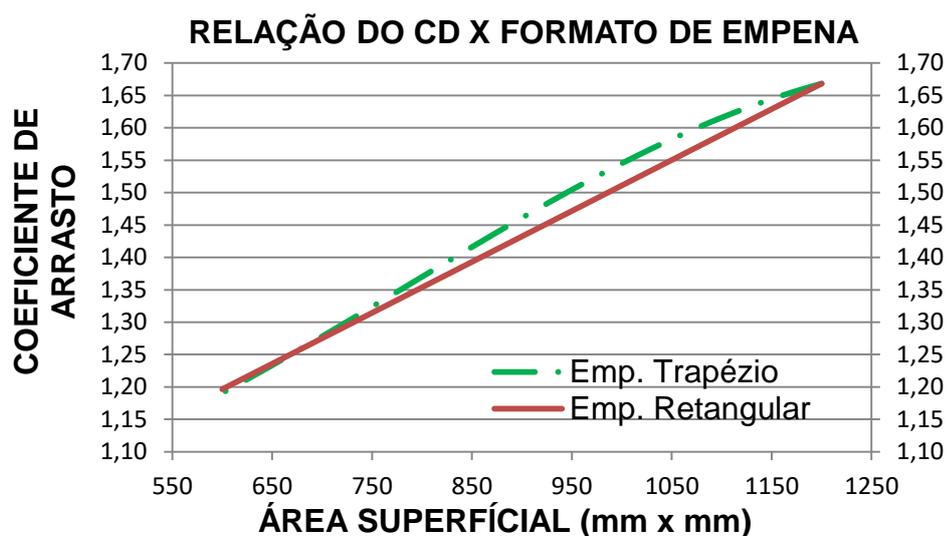


Figura 3.8 – Gráfico do arrasto em relação a área

O primeiro modo é representado pela linha contínua. Nela a envergadura da empena, S , foi reduzida, permanecendo com o formato retangular. O segundo modo representada pela linha traçada a redução da área foi feita aumentando o comprimento de contorno, m , e diminuindo o comprimento de topo da empena, b , Fig. 3.2, adquirindo um formato trapezoidal.

Como se pode observar na Fig. 3.8 o coeficiente de arrasto não alterou consideravelmente entre as duas formas. Juntamente foi feito um estudo sobre o impacto na estabilidade ocasionada por cada forma de redução de área, Fig. 3.9. Definindo a redução de área pelo segundo modo, trapezoidal por apresentar uma melhor estabilidade.

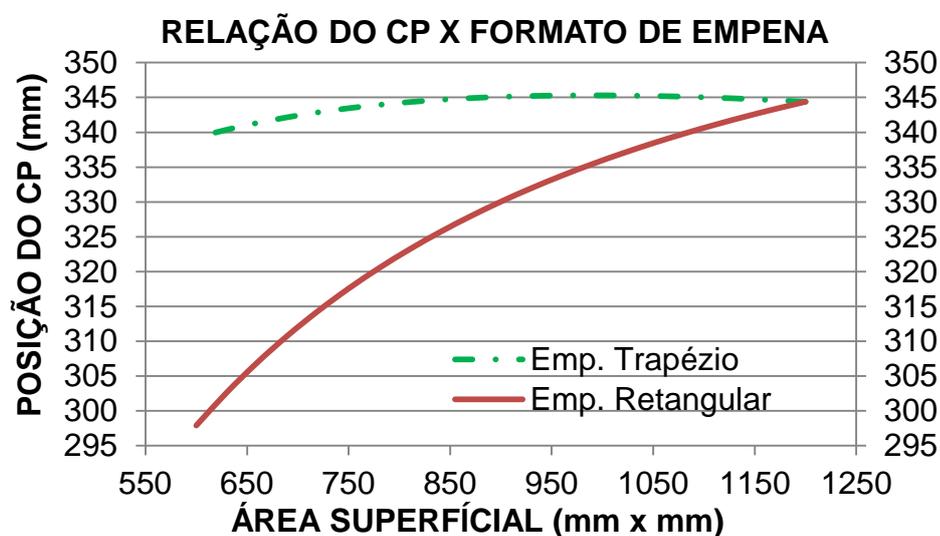


Figura 3.9 – Gráfico da estabilidade em relação a área

3.4.2 Geometrias Definidas

Com as possíveis soluções vistas na seção 3.4, substituíram-se as empenas de perfil retangular por uma com perfil de aerofólio. Foi utilizado o endereço eletrônico <<http://www.airfoitools.com>> como ferramenta para a seleção de perfil da empena. Os critérios considerados para a escolha foram: perfil simétrico, de espessura com no máximo 7% e mínimo de 6% do comprimento da corda. Estes critérios foram definidos considerando o material disponível para a confecção das empenas dos MFS padrões, madeira balsa com espessuras de 1.5, 2.0 e 3.0 mm, e limitações da impressora 3D.

Dentre os perfis fornecidos pela ferramenta eletrônica, foi escolhido o perfil com o menor C_D para um ângulo de ataque, α , igual a zero. O perfil de empena escolhido foi o GOE445, Fig. 3.10, com as seguintes características:

- Perfil simétrico
- Tamanho de corda de 30 mm
- Espessura máxima de 1,92mm localizada em 40% do tamanho da corda.
- Material: ABS (Acrilonitrila butadieno estireno)

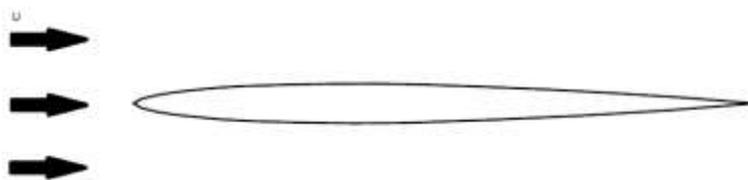


Figura 3.10 – Perfil GOE 445.

Como características técnicas do perfil, ele possuirá um C_D de atrito e C_D de pressão mínimos de 0,01083 e 0,00292, respectivamente para um ângulo de ataque, α , igual a zero.

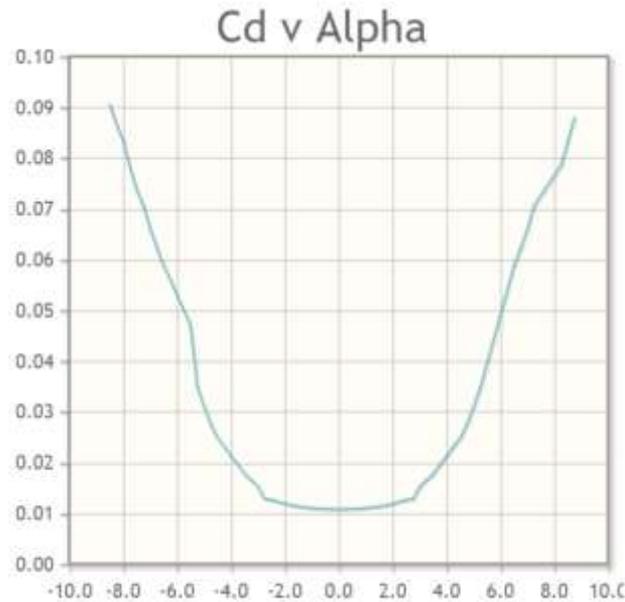


Figura 3.11 – Curva C_d v Alpha do perfil GOE 445
Fonte: AirfoilTools (2017)

Para o formato das empenas substituiu-se o de geometria retangular por um de geometria trapezoidal, Fig. 3.12. Para manter as mesmas condições de estabilidade foi escolhida uma área de 840 mm^2 , com o auxílio da Fig. 3.9, uma área 30% menor que a utilizada nos MFS padrões. A nova empena teve as seguintes características:

- Tamanho da corda raiz: 30 mm
- Tamanho da corda no topo: 12 mm
- Envergadura: 40 mm
- Materia: Madeira Balsa

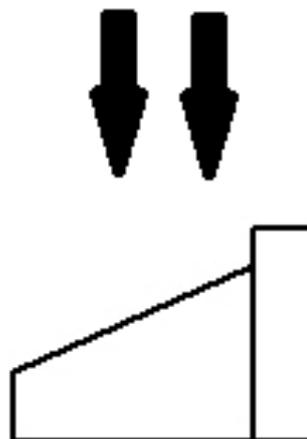


Figura 3.12 – Formato Trapezoidal.

3.5 CÁLCULO APOGEU

Utilizou-se o Trajetória 2.0 para estimar o apogeu dos MFS. O aplicativo foi desenvolvido pelo GFCS da UFPR, na linguagem Fortran 90, e possibilitou prever a trajetória do foguete. O aplicativo pode ser acessado através do endereço eletrônico <<http://servidor.demec.ufpr.br/foguete/Aplicativos/>>. As equações resolvidas pelo aplicativo são encontradas na seção 2.6.

Este aplicativo irá solucionar as Eq. (2.57), (2.62) e (2.67), considerando o efeito do arrasto variando com a velocidade e da variação da massa devido a queima do propelente com o tempo. As condições iniciais para as fases propulsada, balística ascendente e descendente, são definidas, respectivamente segundo as Eq. (3.7), (3.8) e (3.9).

$$t = 0 ; h = V = a = 0 \quad (3.7)$$

$$m = m_f ; t_i = t_q \quad (3.8)$$

$$m = m_f ; t_i = t_h ; h_i = H \quad (3.9)$$

A variação da massa com o tempo, para a fase propulsada, pode ser descrita como:

$$m_i = m_f + m_p \left(1 - \frac{t_i}{t_q} \right) \quad (3.10)$$

onde m_i é a massa do minifoguete no instante t_i , m_f a massa final após a queima do propelente, m_p a massa de propelente e t_q o tempo de queima. Para o cálculo no aplicativo utilizou-se o valor médio, definido na seção 3.3, para a massa de propelente, o tempo de queima para cada classe de motor utilizada e o empuxo.

A variação do efeito do arrasto sobre o minifoguete, para todas as fases, pode ser descrito como:

$$D_i = C_d \frac{\rho A_{ref}}{2} V_i^2 \quad (3.11)$$

onde V_i é a velocidade do minifoguete no instante t_i . Para estimar o apogeu dos MFS experimentais considerou-se a curva do coeficiente de arrasto x velocidade, Fig. 3.3, fornecida pelo aplicativo CD2.0.

4. PROCEDIMENTOS

Foram desenvolvidos quatro pares de MFS padrões para atingir os apogeus de 100 e 200m. Cada par de MF consistiu em um modelo com 3 empenas e outro com 4 empenas. As versões padrões foram chamadas de V1

Para a avaliação foram desenvolvidos 2 pares com redução de 30% de área da empena, versão V2, e outros 2 pares com a mudança de perfil descrita na seção 3.4.2, versão V3. Cada par foi composto novamente com modelos de 3 e 4 empenas.

Todas os valores das geometrias descritos na seção 4.1 são valores médios utilizados nos aplicativos TRAJETÓRIA 2p0 e CD2.0 como referência para o projeto dos MFS.

4.1 EQUIPAMENTOS UTILIZADOS

4.1.1 Anemômetro

Para a coleta das velocidades máximas e mínimas do vento foi utilizado o anemômetro da marca Instrutherm, modelo AD-250 Fig. 4.1. O tempo de aquisição dos dados foi de 1 minuto, sendo realizadas instantes antes de cada lançamento.



Figura 4.1 – Anemômetro Instrutherm AD-250
Fonte: Instrutherm (2017)

O equipamento possui as seguintes especificações:

- Precisão de $\pm 3\%$ para ventos com velocidade de até 20 *m/s*.

- Precisão de $\pm 4\%$ para ventos com velocidade superiores a 20 m/s .
- Resolução de $0,1 \text{ m/s}$, $0,1 \text{ km/h}$, $0,1 \text{ ft/min}$, $0,1 \text{ MPH}$
- Medições nas unidades km/h , m/s , ft/min e MPH
- Intervalo de medições de $0,4$ a 30 m/s .

4.1.2 Altímetro de mão

Para a aquisição da altitude dos locais de lançamentos utilizou-se o altímetro de mão da marca Oregon Scientific, modelo RAR 123 Fig. 4.2. A coleta do dado foi realizada uma única vez na posição da rampa de lançamento.

Este equipamento permite a aquisição da pressão atmosférica e da temperatura ambiente do local de lançamento. A temperatura ambiente e a pressão atmosférica foram verificadas antes de cada lançamento realizado.



**Figura 4.2 – Altímetro de mão Oregon Scientific, modelo RAR 123.
Fonte: Oregon Scientific (2017)**

O equipamento possui as seguintes especificações técnicas:

- Intervalo de medição do termômetro: -10 a $60 \text{ }^\circ\text{C}$
- Resolução do termômetro: $0,1 \text{ }^\circ\text{C}$
- Intervalo de medição do barômetro: 40 a 107 kPa
- Resolução do barômetro: 10 Pa
- Intervalo de medição do altímetro: -400 a 9000 m
- Resolução do altímetro: 3 m

4.1.3 Balança

Para a aquisição de massas dos componentes dos MFS, assim como para as massas de propelente de cada motor, foi utilizada a balança digital da Marte, modelo AY220, Fig. 4.3. A massa total de cada MF foi verificada um dia anterior aos lançamento.



Figura 4.3 – Balança digital Marte, modelo AY220.

O equipamento possui as seguintes especificações:

- Intervalo de medição: 0,01 a 200 *g*
- Resolução: 0,001g

4.1.4 Cronômetro

A coleta dos tempos das etapas de cada voo, apogeu e total, foram realizadas por cronômetros. O equipamento utilizado foi da marca Oregon Scientific, modelo SL928M, Fig. 4.4. No total foi utilizado 4 cronômetros.



Figura 4.4 – Cronômetro digital Oregon Scientific, modelo SL928M.

O equipamento possui as seguintes especificações:

- Capacidade de 500 Voltas
- Resolução: 0,01s

4.1.5 GPS

Para verificar a distância entre o local de aterrissagem e a rampa de lançamento foi utilizado o GPS da Garmin, modelo Etrex, Fig. 4.5. Foi coletado as distâncias de todos os lançamentos válidos realizados.



Figura 4.5 – GPS Garmin, modelo Etrex.

O equipamento possui as seguintes especificações:

- Temperatura de funcionamento: -20 a 70 °C
- Resolução: 1 m.
- Precisão: 7 m.

4.1.6 Paquímetro

Para a aquisição dos valores das geometrias reais utilizadas nos MFS, utilizou-se um paquímetro digital da marca Sainless Hardened. Para cada geometria foram coletadas três medidas e tirada o seu valor médio.



Figura 4.6 – Paquímetro digital Sainless Hardened

O equipamento possui as seguintes especificações:

- Intervalo de medição: 0,01 a 150mm
- Resolução: 0,001mm

4.2 MINIFOGUETES

Na Fig. 4.7 é possível ver os componentes que estiveram presentes em todos os MFS desenvolvidos, além do altímetro que era colocado internamente no MF, próximo ao nariz.

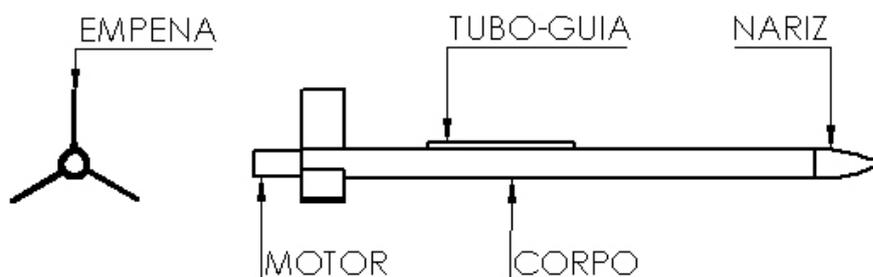


Figura 4.7 – Componentes do minifoguete padrão

Os MFS foram montados de tal forma que a retirada do motor fosse possível para o reaproveitamento do foguete. Como se pode ver na Fig. 4.7 o motor ficou com sobra para fora do foguete, totalizando o comprimento do minifoguete em 412mm. A calibração da massa de cada MF foi realizada através da adição de pequenos chumbos, caso fosse necessária.

A nomenclatura dos MFS será feita da seguinte forma:

EL – Numero – Versão

o número é referente ao modelo. A versão será V1, V2 ou V3.

4.2.1 Componentes Comuns

Para todos os MFS desenvolvidos, alguns componentes foram iguais, entre eles o Nariz, Tubo, Tubo-Guia e o Altímetro.

4.2.1.1 Altímetro

Para a coleta de dados foi utilizado um MicroPeak, desenvolvido pela AltusMetrum, Fig. 4.8, próprio para o espaçomodelismo.



Figura 4.8 – MicroPeak utilizado
Fonte: AltusMetrum (2017)

O Micropeak possui as seguintes características técnicas:

- Precisão de 150Pa e resolução de 2,4Pa.
- Intervalo de coleta de precisão de 120kPa a 1kPa.
- 18mm de comprimento por 14mm de largura.
- Massa de 1,9 gramas.

4.2.1.2 Geometria do nariz

Entre as possíveis escolhas de uma geometria para nariz, foi escolhida a de perfil ogival. Em Niskanen (2013) observa-se que este perfil possui um menor coeficiente de arrasto. As dimensões do nariz utilizado para os MFS, Fig. 4.9:

- Comprimento total: 57 mm
- Comprimento útil: 47 mm
- Diâmetro maior: 20.1 mm
- Material: Poliestireno

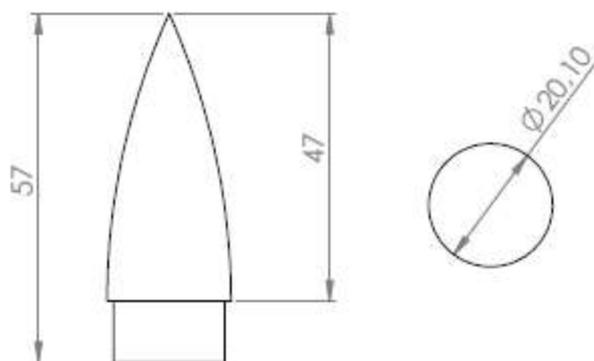


Figura 4.9 – Geometria e dimensões, em mm, do nariz

4.2.1.3 Geometria do corpo

Foi utilizado um tubo sem transições de diâmetro e contínuo para ser o corpo dos minifoguetes, com as seguintes dimensões, Fig. 4.10:

- Comprimento total: 350 mm
- Diâmetro externo: 20,1 mm
- Diâmetro interno: 18,1 mm
- Material:

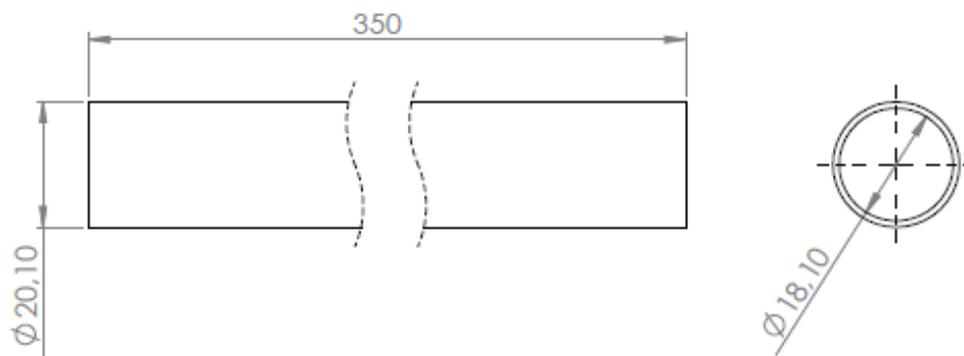


Figura 4.10 – Geometria e dimensões, em mm, do tubo

4.2.1.4 Tubo-Guia

O tubo-guia utilizado nos MFS, Fig. 4.11, foi adicionado de forma que o seu CG coincidisse com o CG do minifoguete. Ele possui as seguintes características:

- Comprimento total: 100 mm
- Diâmetro externo: 4,25mm
- Diâmetro interno: 4,0 mm
- Material: Poliestireno

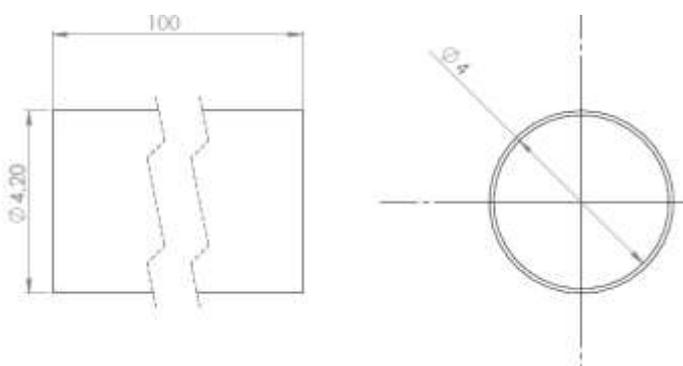


Figura 4.11 – Geometria e dimensões do Tubo-Guia

4.2.2 Minifoguetes Padrões

Os MFS padrões desenvolvidos foram, para o apogeu de 100m:

- EL-01V1 com 3 empenas, Fig. 4.12 (a).
- EL-03V1 com 4 empenas, Fig. 4.12 (b).



(a)



(b)

Figura 4.12 – (a) Modelo EL-01V1 ; (b) Modelo EL-03V1

- EL-08V1, com 3 empenas, Fig. 4.13 (a).
- EL-09V1, com 4 empenas, Fig. 4.13 (b).



(a)



(b)

Figura 4.13 – (a) Modelo EL-08V1 ; (b) Modelo EL-09V1

Para o apogeu de 200m os MFS padrões desenvolvidos foram:

- EL-05V1, com 3 empenas, Fig. 4.14 (a).
- EL-07V1, com 4 empenas, Fig. 4.14 (b).



(a)



(b)

Figura 4.14 – (a) Modelo EL-05V1 ; (b) Modelo EL-07V1

Foram desenvolvidos dois padrões das versões EL-05 e EL-07 modificando-se apenas a espessura da empena.

4.2.2.1 Geometria das Empenas Padrões

Para avaliar o coeficiente de arrasto para dois apogeus, selecionamos três geometrias de empenas retangulares similares. Para os apogeus de 100 e 200m as empenas referências tiveram as seguintes características, Tab. 4.1, e na Fig. 4.15 pudemos visualizar suas dimensões. A Fig 4.16 representa a empena real. Todas as empenas padrões foram feitas de madeira balsa.

Tabela 4.1 – Dimensões das Empenas

Tipo da empena	A (mm)	B (mm)	C (mm)
Empena 1	30	40	1,5
Empena 2	30	40	2,0
Empena 3	40	50	3,0

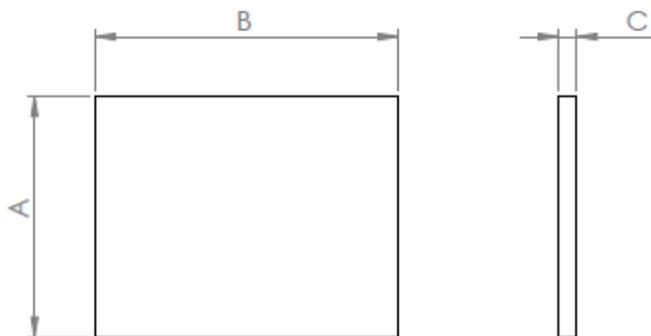


Figura 4.15 – Características da Empena.



Figura 4.16 – Empena Retangular utilizada nas versão V1 dos modelos.

4.2.3 Minifoguetes Alterados

Os MFS com alterações desenvolvidos foram, para o apogeu de 100m:

- EL-08V2, com 3 empenas, Fig. 4.17 (a).
- EL-08V3, com 3 empenas, Fig. 4.17 (b).



(a)



(b)

Figura 4.17 – (a) Modelo EL-08V2 ; (b) Modelo EL-08V3

- EL-09V2, com 4 empenas, Fig. 4.18 (a).
- EL-09V3, com 4 empenas, Fig. 4.18 (b).



(a)



(b)

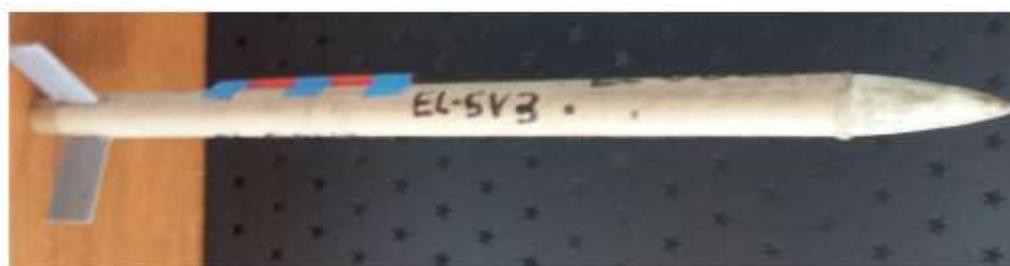
Figura 4.18 – (a) Modelo EL-09V2 ; (b) Modelo EL-09V3

E Para o apogeu de 200m:

- EL-05V2, com 3 empenas, Fig. 4.19 (a).
- EL-05V3, com 3 empenas, Fig. 4.19 (b).



(a)



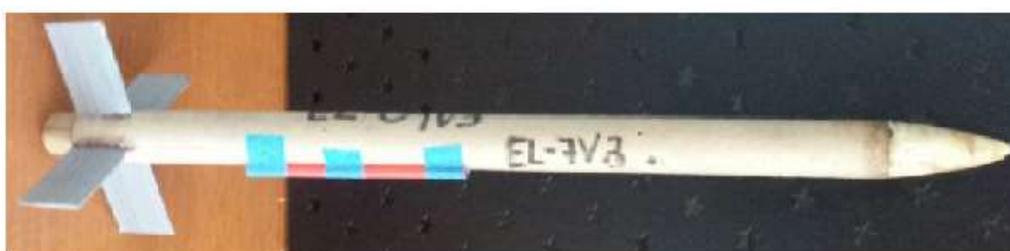
(b)

Figura 4.19 – (a) Modelo EL-05V2 ; (b) Modelo EL-05V3

- EL-07V2, com 4 empenas, Fig. 4.20 (a).
- EL-07V3, com 4 empenas, Fig. 4.20 (b).



(a)



(b)

Figura 4.20 – (a) Modelo EL-07V2 ; (b) Modelo EL-07V3

Devido a danos causados nos MFS e nos altímetros, descritos na seção 4.2.1.1, os modelos EL-01 e EL-03 foram descontinuados. As geometrias e materiais das empenas utilizadas pelas versões V2, Fig.4.21, e V3, Fig. 4.22, foram descritas na seção 3.4.2.

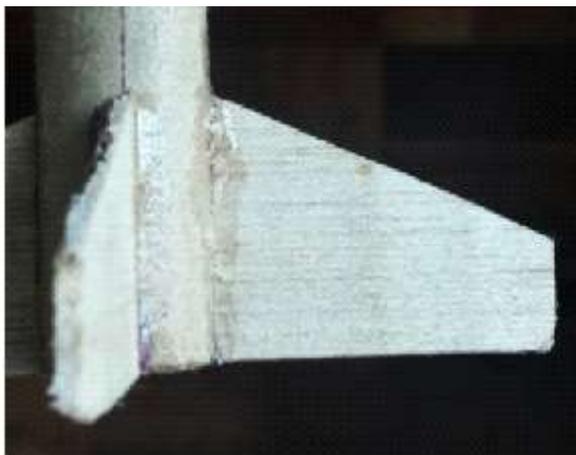


Figura 4.21 – Empena Trapezoidal utilizada na versão V2 dos modelos



Figura 4.22 – Empena perfilada utilizada na versão V3 dos modelos.

4.2.4 Dados utilizados para a construção dos minifoguetes

As Tab. 4.3 e 4.4 mostram os valores da massa total, do C_d teórico, obtidos através do TRAJETÓRIA 2p0 e CD2.0, e as empenas utilizadas como referência para a construção dos modelos. Foram mostrados ainda os resultados teóricos esperados para cada MF desenvolvido. Sendo a Tab. 4.3 para o apogeu de 200m e a Tab. 4.4 para o apogeu de 100m.

Tabela 4.2 – Dados utilizados para os modelos com apogeu de 200 m.

Modelo	Espessura da Empena (mm)	Versão da Empena	CD	Motor	Massa de Propelente (g)	Massa total (g)	Apogeu (m)
EL-05	1,5	V1	1,47	C6-0	9,64	67,10	200,77
EL-05	1,5	V2	1,24	C6-0	9,64	67,10	216,32
EL-07	1,5	V1	1,74	C6-0	9,64	57,01	199,78
EL-07	1,5	V2	1,43	C6-0	9,64	57,01	219,98
EL-05	2,0	V1	1,67	C6-0	9,64	61,10	200,72
EL-05	2,0	V3	0,84	C6-0	9,64	61,10	301,60
EL-07	2,0	V1	2,00	C6-0	9,64	57,20	186,40
EL-07	2,0	V3	0,95	C6-0	9,64	57,20	267,97

Tabela 4.3 – Dados utilizados para modelos com apogeu de 100 m.

Modelo	Espessura da Empena (mm)	Versão da Empena	CD	Motor	Massa de Propelente (g)	Massa total (g)	Apogeu (m)
EL-01	3,0	V1	2,56	C6-0	9,64	108,00	100,66
EL-03	3,0	V1	3,19	C6-0	9,64	102,00	100,50
EL-08	2,0	V1	1,66	B6-4	6,41	52,15	100,20
EL-08	2,0	V2	1,40	B6-4	6,41	52,15	107,34
EL-08	2,0	V3	0,84	B6-4	6,41	52,15	127,14
EL-09	2,0	V1	2,00	B6-4	6,41	45,95	98,50
EL-09	2,0	V2	1,65	B6-4	6,41	45,95	107,96
EL-09	2,0	V3	0,95	B6-4	6,41	52,40	123,48

4.3 LANÇAMENTOS

Foram realizados 23 lançamentos no total, divididos em 7 dias. Em todos os dias, para cada versão do modelo lançado, era realizado o lançamento de sua versão padrão para comparação.

O lançamento do padrão é necessário, pois o MF está sujeito às condições climáticas presentes nos dias de lançamento, que podem gerar voos diferentes para um mesmo modelo e, portanto tornando a comparação inválida com modelos lançados em outros dias.

Em cada dia de lançamento foi medida a velocidade mínima e máxima do vento por um anemômetro digital, os tempos de apogeu e total de voo por cronômetros digitais e altímetros foram inseridos nos MFS.

4.3.1 Plataforma de lançamento

Para realizar os lançamentos utilizou-se uma rampa de lançamento com uma haste de alumínio de 600 mm de comprimento útil e 3 mm de diâmetro. Na Fig. 4.23 há uma representação esquemática dela.

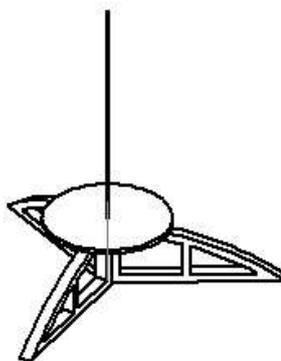


Figura 4.23 – Rampa de lançamento de EM.

Esta rampa permite lançar foguetes que possuem um tubo-guia.

5. RESULTADOS

Os apogeus, estimado e real, e os coeficientes de arrasto, teórico real (C_{dtr}) e efetivo (C_{def}), de cada lançamento estão disponíveis neste capítulo. A apresentação dos dados foi feita por tabelas de acordo com a numeração dos modelos.

Os valores do apogeu (H), velocidade máxima ($U_{máx}$), aceleração máxima ($a_{máx}$), tempo de queima do propelente (t_q), tempo de apogeu (t_H) e tempo total de voo (t_t) foram obtidos analisando o gráfico dos altímetros dispostos nos minifoguete. As variáveis apresentadas nas tabelas correspondem à: Velocidade máxima do vento ($V_{ventmáx}$), Velocidade mínima do vento ($V_{ventomin}$), pressão da atmosférica (P_{atm}), distância da aterrissagem do MF até a rampa de lançamento (D_z), temperatura ambiente (T), massa total do MF (M_f) e massa de propelente (M_p).

5.1 RESULTADOS ESPERADOS

Devido aos processos de fabricação, as dimensões geométricas das empenas tiveram uma variação, alterando assim os desempenhos descritos nas Tab.4.3 e 4.4.

Nas Tab. 5.1 à 5.6 estão disponíveis o CD real (C_{dr}), o apogeu teórico estimado e as características geométricas das empenas reais, onde: C_r é a corda raiz, C_t a corda de topo, s a envergadura, e a espessura e E a margem estática.

Tabela 5.1 – Resultados esperados para o modelo EL-01

Data	23/07	17/08	07/09	Unidades
C_r	40	40	40	mm
C_t	40	40	40	mm
s	50	51	50	mm
e	3,34	3,20	3,15	mm
E	3,97	4,12	5,02	AD
M_f	110,373	110,373	110,100	g
C_{dtr}	2.72	2.69	2.63	AD
H_{te}	95,97	97,77	97,70	m
Versão	V1	V1	V1	AD

Pela Tab. 5.1 é possível visualizar o aumento do arrasto devido à uma espessura maior das empenas ao comparar o C_{drt} com os respectivos valores do C_d da tabela 4.4. No MF lançado dia 23/07, o arrasto foi 6,25% maior para uma espessura 11% maior.

Tabela 5.2 – Resultados esperados para o modelo EL-03

Data	17/08	07/09	Unidades
C_r	39	39	mm
C_t	40	39	mm
s	50	50	mm
e	3,22	3,24	mm
E	3,91	1,54	AD
M_f	105,263	101,600	g
C_{dtr}	3.32	3.32	AD
H_{te}	95,44	99,78	m
Versão	V1	V1	AD

Na Tab.5.2 observa-se que, apesar da variação do tamanho de corda em um milímetro entre os MFS construídos, o C_{dtr} dos modelos são iguais. Nesta mesma tabela observou-se que uma massa 3,6% maior, modelo utilizado no dia 17/08, o apogeu esperado foi 4,3% inferior.

Tabela 5.3 – Resultados esperados para o modelo EL-05

Data	29/10	29/10	15/11	15/11	Unidades
C_r	28	30	30	28	mm
C_t	28	12	30	28	mm
s	40	40	40	40	mm
e	1,6	1,6	2,21	1,94	mm
E	6,12	6,38	5,52	4,60	
M_f	68,676	68,701	61,250	52,570	g
C_{dtr}	1.48	1.27	1.74	0.71	AD
H_{te}	196,82	209,77	195,92	325,14	m
Versão	V1	V2	V1	V3	AD

Tabela 5.4 – Resultados esperados para o modelo EL-07

Data	29/10	15/11	15/11	15/11	Unidades
C_r	27	29	30	28	mm
C_t	28	12	30	28	mm
s	39	41	41	40	mm
e	1,67	1,58	2,19	2,02	mm
E	5,71	5,78	5,11	4,17	
M_f	59,446	58,530	58,320	58,300	g
C_{dtr}	1.86	1.49	2.13	0.82	AD
H_{te}	190,02	212,71	179,10	285,92	m
Versão	V1	V2	V1	V3	AD

Para todos os modelos observou-se que a variação da espessura da empena provocou um impacto maior sobre o arrasto do que a variação dos comprimentos de corda ou envergadura, quando comparados o C_{dtr} com o C_d que foram utilizados para as simulações iniciais.

Para os modelos que utilizaram as versões V1 e V2 de empena foi esperado um apogeu menor enquanto que para a versão V3 um apogeu maior

Tabela 5.5 – Resultados esperados para o modelo EL-08

Data	29/10	15/11	15/11	19/11	19/11	Unidades
C_r	30	30	29	30	28	mm
C_t	30	30	12	30	28	mm
s	40	40	40	40	40	mm
e	2,13	2,26	2,21	2,25	1,95	mm
E	5,38	6,21	5,60	6,12	4,72	AD
M_f	51,849	52,100	52,120	52,100	52,137	g
C_{dtr}	1.71	1.77	1.48	1.76	0.72	AD
H_{te}	99,02	97,65	105,08	97,88	133,30	m
Versão	V1	V1	V2	V1	V3	AD

Tabela 5.6 – Resultados esperados para o modelo EL-09

Data	29/10	15/11	15/11	19/11	19/11	Unidades
C_r	31	31	30	31	287	mm
C_t	30	30	12	30	28	mm
s	40	40	41	40	40	mm
e	2,23	2,23	2,25	2,23	1,95	mm
E	5,51	6,04	5,58	6,43	4,65	AD
M_f	45,562	47,360	47,260	52,371	52,408	g
C_{dtr}	2.12	2.12	1.79	2.12	0.82	AD
H_{te}	96,04	94,19	102,07	88,57	126,03	m
Versão	V1	V1	V2	V1	V3	AD

5.2 RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Devido às margens estáticas dos MFS serem elevadas, mínima de 4,17 e máxima igual a 6,43, nenhum modelo apresentou problemas de estabilidade. A influência do vento em cada lançamento pode ser vista através da distância medida entre a rampa de lançamento e o local de aterrissagem (D_z), onde quanto maior for esta distância, maior o efeito do vento.

A Tab. 5.7 mostra os resultados para o modelo EL-01. O voo que teve a melhor performance foi o realizado no dia 07/09. Na Fig. 5.1 encontra-se o gráfico gerado pelo altímetro.

Tabela 5.7 – Resultados do modelo EL-01

Data	23/07	17/08	07/09	Unidades
C_{Def}	2,15	7,65	1,38	--
H	101,9	78,0	118,7	m
M_f	110,373	110,373	110,100	g
M_p	9,643	13,392	11,209	g
$U_{m\acute{a}x}$	--	117	137	km/h
$a_{m\acute{a}x}$	--	3,2g	2,7g	m/s^2
$V_{ventomin}$	0,0	2,0	3,6	km/h
$V_{ventomax}$	5,4	7,4	14,8	km/h
D_z	41	95	22	m
T	13,2	20,4	24,0	$^{\circ}C$
P_{atm}	91,60	91,15	91,31	kPa
t_q	--	1,92	2,11	s
t_H	4,99	4,61	5,57	s
t_t	10,18	9,02	11,52	s
e	3,34	3,20	3,15	mm
Versão	V1	V1	V1	--

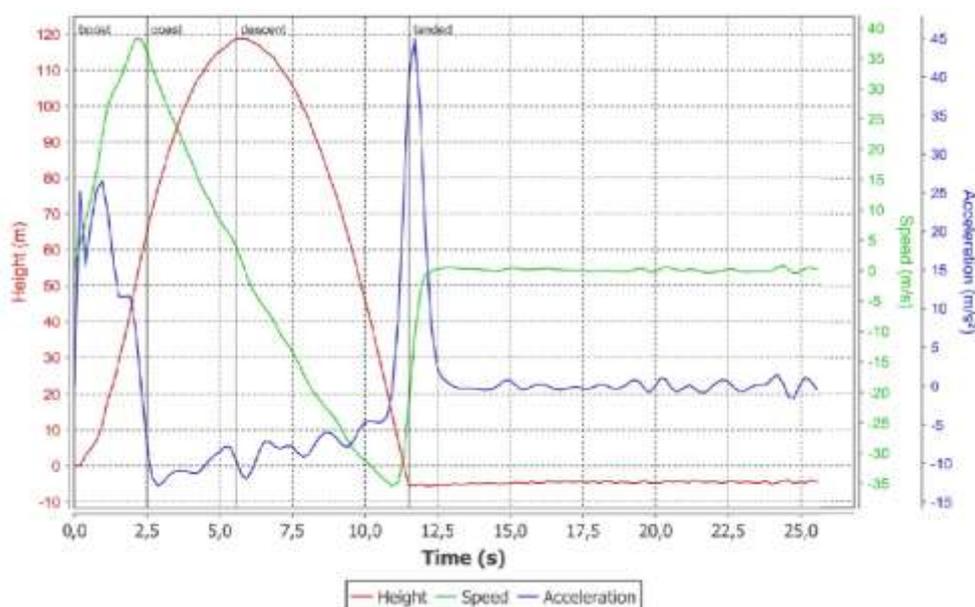


Figura 5.1 – Altímetro EL-01V1 dia 07/09

Os voos dos dias 23/07 e 07/09 obtiveram um desempenho superior quando comparados a Tab. 5.1. Este desempenho pode ser explicado pelo desempenho do motor, que forneceu um empuxo acima do esperado.

Observou-se no lançamento do dia 17/08 a influência das condições climáticas sobre a trajetória dos minifoguetes, através da D_z que foi 431% maior que o lançamento do dia 07/09 e obteve uma redução de 20,22% do apogeu, com um arrasto efetivo 284,39% superior aos esperados.

Tabela 5.8 – Resultados do modelo EL-03

Data	17/08	07/09	Unidades
C_{Def}	--	3,09	--
H	--	102,6	m
M_f	105,263	101,600	g
M_p	9,278	9,975	g
$U_{m\acute{a}x}$	--	147	km/h
$a_{m\acute{a}x}$	--	7,7g	m/s^2
$V_{vento_{min}}$	2,0	4,9	km/h
$V_{vento_{max}}$	7,4	16,2	km/h
D_z	65	88	m
T	19,6	24,6	$^{\circ}C$
P_{atm}	91,11	91,29	kPa
t_q	--	1,54	s
t_H	--	4,61	s
t_t	--	10,37	s
e	3,22	3,24	mm
Versão	V1	V1	--

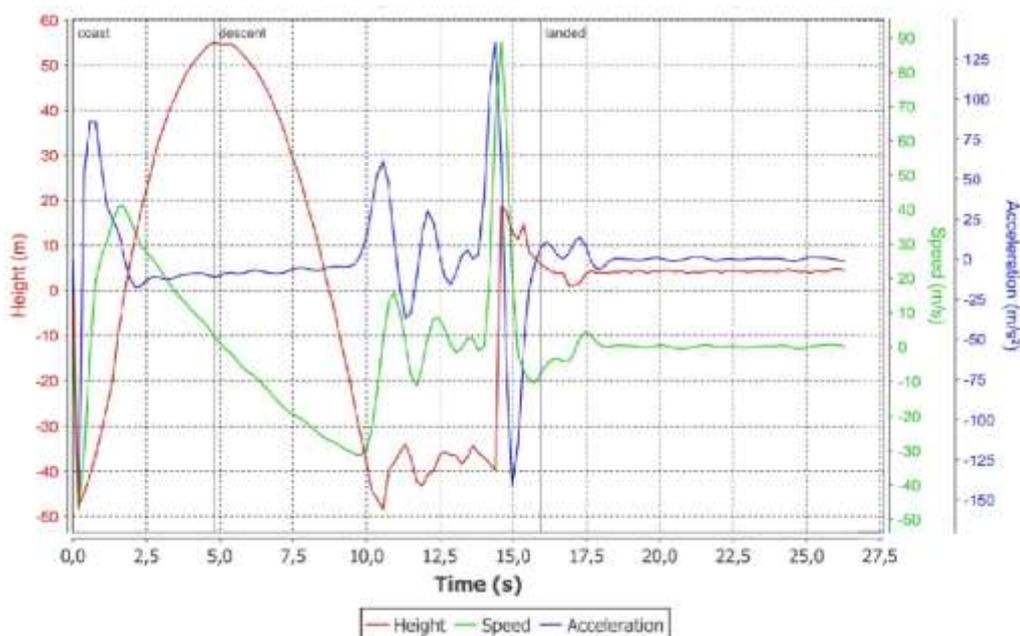


Figura 5.2 – Altímetro EL-03V1 dia 07/09

A Tab. 5.8 mostra os resultados obtidos para o modelo EL-03 enquanto que a Fig. 5.2 o gráfico do altímetro referente ao voo do dia 07/09. O lançamento do dia 17/08 não teve seu tempo de voo cronometrado e seu altímetro foi danificado no impacto com o solo. O voo do dia 07/09 obteve um desempenho próximo ao ideal,

com erro de 1,8% superior em relação ao apogeu. A massa de propelente ficou próxima do esperado também. Comparando com o resultado esperado, Tab. 5.2, constatou-se que o C_D ficou 6,9% menor.

A Tab. 5.9 apresenta os resultados para o modelo EL-05. Todos os lançamentos obtiveram apogeus menores do que o esperado, Tab. 5.3. Este desempenho inferior pode ser atribuído as condições climáticas presentes na hora dos lançamentos. Quando comparados com os resultados esperados o modelo que obteve o pior desempenho foi o modelo EL-05V3. Pode-se explicar devido a empena não ser perfilada totalmente, devido as limitações de fabricação, e de sua alta rugosidade.

Tabela 5.9 – Resultados do modelo EL-05

Data	29/10	29/10	15/11	15/11	Unidades
C_D	1,64	1,57	1,58	1,26	--
H	188,7	191,0	205,6	223,1	m
M_f	68,676	68,701	61,250	52,570	g
M_p	9,538	8,978	9,120	9,780	g
$U_{máx}$	219	208	210	244	km/h
$a_{máx}$	4,8g	4,9g	--	4,8g	m/s^2
$V_{vento_{min}}$	1,3	1,7	3,6	0,1	km/h
$V_{vento_{max}}$	18,1	17,4	20,7	21,0	km/h
D_z	106	116	151	123	m
T	22,3	23,9	31,6	30,6	$^{\circ}C$
P_{atm}	88,54	88,47	90,60	90,58	kPa
t_q	1,73	2,11	--	2,11	s
t_H	6,14	6,53	5,76	6,72	s
t_t	13,44	14,02	13,06	14,78	s
e	1,63	1,59	2,21	1,95	mm
Versão	V1	V2	V1	V3	--

Na Tab. 5.10 estão os resultados obtidos para o modelo EL-07. O modelo de pior desempenho, comparado com o esperado Tab. 5.4, foi a versão V3. Podemos atribuir a mesma explicação do modelo EL-05V3. A versão V1, lançada no dia 15/11, obteve um apogeu 12,45% superior ao esperado, com um C_{def} 21,6% inferior. Verificou assim que o motor teve um desempenho superior.

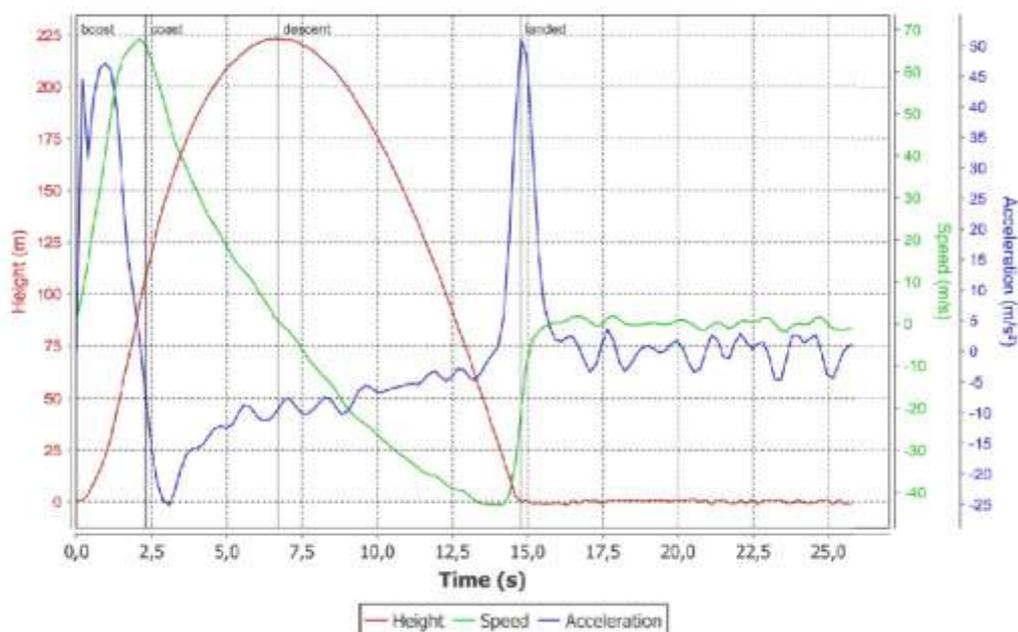


Figura 5.3 – Altímetro EL-05V4 dia 15/11

Os modelos EL-07V1, do dia 29/10 e EL-07V2, do dia 15/11, obtiveram apogeu 3,79% e 5,32% inferiores, respectivamente, ao esperado. Tendo a D_z e a sua relação com a influência do vento e as porcentagens dos apogeu reduzidos, pode-se dizer que o motor do EL-07V2 teve um desempenho inferior ao motor do EL-07V1 do dia 29/10.

Tabela 5.10 – Resultados do modelo EL-07

Data	29/10	15/11	15/11	15/11	Unidades
C_D	2,07	1,73	1,67	1,22	--
H	182,9	201,4	204,8	238,4	m
M_f	59,446	58,530	58,320	58,300	g
M_p	8,921	9,260	9,843	9,327	g
$U_{m\acute{a}x}$	235	233	244	255	km/h
$a_{m\acute{a}x}$	5,2g	5,1g	7,9g	5,5g	m/s^2
$V_{vento_{min}}$	3,3	0,0	0,0	1,1	km/h
$V_{vento_{max}}$	14,7	27,7	10,2	21,6	km/h
D_z	56	32	44	103	m
T	24,7	28,1	32,2	33,0	$^{\circ}C$
P_{atm}	88,43	90,62	90,57	90,58	kPa
t_q	1,73	1,92	1,73	1,92	s
t_H	6,14	6,34	6,14	7,10	s
t_t	13,25	14,02	14,21	15,74	s
e	1,67	1,58	2,19	2,02	mm
Versão	V1	V2	V1	V3	--

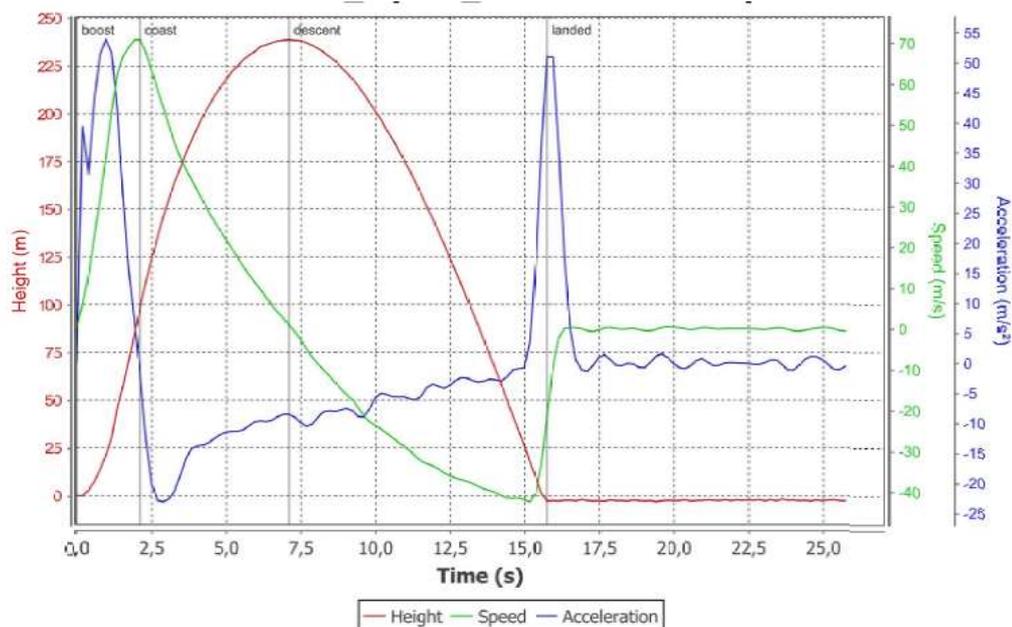


Figura 5.4 – Altímetro EL-07V4 dia 15/11

A Tab. 5.11 mostra os resultados parciais obtidos pelo modelo EL-08. Não foi possível coletar nenhum dado válido desde modelo, uma vez que em todos os lançamentos ocorreram problemas técnicos. Em determinadas tentativas de lançamento houve a ejeção dos componentes internos do minifoguete antes de atingir o apogeu e em outras ocasiões a o altímetro foi danificado de maneira que não foi possível coletar qualquer dado relativo ao voo.

Tabela 5.11 – Resultados do modelo EL-08

Data	29/10	15/11	15/11	19/11	19/11	Unidades
C_D	--	--	--	--	--	--
H	--	--	--	--	--	m
M_f	51,849	52,100	52,120	52,100	52,137	g
M_p	5,317	5,746	6,002	6,103	6,586	g
$U_{m\acute{a}x}$	--	--	--	--	--	km/h
$a_{m\acute{a}x}$	--	--	--	--	--	m/s^2
$V_{ventomin}$	0,0	0,0	0,0	3,7	4,3	km/h
$V_{ventomax}$	9,7	22,8	17,7	11,7	15,9	km/h
D_z	--	--	--	--	--	--
T	33,0	25,6	26,2	23	22,5	$^{\circ}C$
P_{atm}	90,49	90,61	90,62	90,16	90,13	kPa
t_q	--	--	--	--	--	s
t_H	--	--	--	--	--	s
t_t	--	--	--	--	--	s
e	2,13	2,26	2,21	2,25	1,95	mm
Versão	V1	V1	V2	V1	V3	--

A Tab. 5.12 mostra os resultados obtidos para o modelo EL-09. O modelo EL-09V3 do dia 19/11 obteve um apogeu 1,69% inferior ao esperado, Tab. 5.6. Olhando apenas para este fator poderíamos dizer que esta diferença foi devido somente a presença do vento, limitando seu apogeu. Porém, como a empena não é um aerofólio perfeito, mesmo modelo utilizado no EL-07V3, o correto seria esperar um apogeu mais baixo. Portanto pode-se dizer que o motor deste modelo teve um desempenho acima do esperado.

Tabela 5.12 – Dados de voo do modelo EL-09

Data	12/10	15/11	15/11	19/11	19/11	Unidades
C_D	1,64	2,09	1,36	1,55	0,88	--
H	110,3	96,7	117,3	101,73	123,9	m
M_f	45,562	47,360	47,260	52,371	52,408	g
M_p	6,083	6,048	5,986	6,256	6,031	g
$U_{m\acute{a}x}$	219	175	196	--	189	km/h
$a_{m\acute{a}x}$	3,8g	7,7g	7,7g	--	7,0g	m/s^2
$V_{vento_{min}}$	0,0	3,9	0,4	6,4	0,4	km/h
$V_{vento_{max}}$	18,6	7,3	17,9	20,9	13,7	km/h
D_z	24	20	19	34	42	m
T	32,8	26,4	28,6	23,2	22,8	$^{\circ}C$
P_{atm}	90,51	90,63	90,62	90,15	90,15	kPa
t_q	1,92	0,96	1,15	--	1,15	s
t_H	4,61	4,22	4,80	3,77	4,8	s
t_t	10,37	9,41	10,37	9,66	10,56	s
e	2,22	2,23	2,25	2,23	1,95	mm
Versão	V1	V1	V2	V1	V3	--

O modelo EL-01V1 do dia 15/11 obteve um desempenho próximo ao esperado. A diferença deste modelo para as mesmas versões V1, lançadas no dia 12/10 e 19/11, pode ser explicada pela diferença de desempenho entre os motores, uma vez que a distancia do local do impacto, D_z , entre estes modelos são próximas, e os coeficiente de arrasto real (C_{dr}) são iguais.

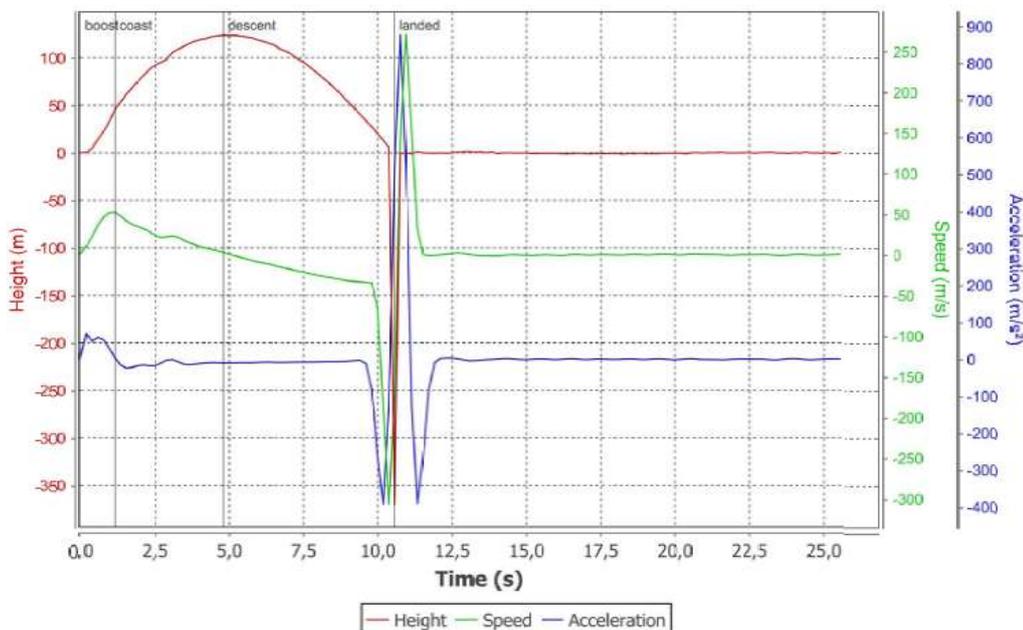


Figura 5.5 – Altímetro EL-09V3 dia 19/11

5.3 ANÁLISE

A análise a seguir foi feita entre as versões de um mesmo modelo para verificar os efeitos das modificações das empenas, redução de área e mudança de perfil, utilizando os dados experimentais obtidos dos modelos EL-05, EL-07 e EL-09 como referências.

As tabelas contidas nas análises mostram a razão entre os valores de cada parâmetro das versões V2 e V3 com as versões V1.

5.3.1 Efeito da redução de área

A redução de área realizada nas empenas foi igual para todos os lançamentos. No total foram reduzidos 30% da área resultando em uma empena trapezoidal.

A Tab. 5.13 mostra a razão entre as versões V2 e V1 do modelo EL-05 lançados no dia 29/10, onde ocorreu uma diminuição do arrasto em 4,3%. A princípio não pode-se dizer que esta redução se deve a modificação na área ou ao desempenho do motor.

Vemos que a massa de propelente 5,9% menor, e uma velocidade máxima 5,0% inferior, a versão V2 obteve um tempo 6,4% maior para atingir o apogeu. Sabendo-se que na fase balística da trajetória, as únicas forças presentes são: peso,

o arrasto e o vento. Como as massas dos MFS e as condições climáticas são semelhantes, a força de arrasto deveria ser menor e, conseqüentemente, um C_D menor.

Tabela 5.13 – Razão entre as versões V2 e V1 do modelo EL-05

Parâmetro	Razão
C_D	-4,3%
H	+1,2%
M_f	+0,0%
M_p	-5,9%
$U_{máx}$	-5,0%
$a_{máx}$	+2,1%
t_H	+6,4%
t_t	+4,3%

A Tab. 5.14 mostra a razão entre as versões V2 e V1 do modelo EL-07 lançados no dia 15/11 e 29/10, respectivamente. Há uma redução de 16,4% do arrasto entre elas para um ganho de 10,1% do apogeu.

Pela Tab. 5.10 vê-se que a versão V1 sofreu uma influência maior do que a versão V2. Através da massa de propelente, maior em 3,8%, da velocidade máxima, 0,9% menor, e da aceleração máxima, 1,9% maior, da versão V2 é possível dizer que o desempenho dos motores entre as versões foram similares. Pela Tab. 5.4 era esperado um apogeu 6,5% maior entre as versões com uma diminuição de 19,8% do arrasto. Através desta análise atribuiu-se este aumento do apogeu de 10,1% à redução de área assim como das influências climáticas sobre a versão V1.

Tabela 5.14 – Razão entre as versões V2 e V1 do modelo EL-07

Parâmetro	Razão
C_D	-16,4%
H	+10,1%
M_f	-1,50%
M_p	+3,80%
$U_{máx}$	-0,90%
$a_{máx}$	-1,90%
t_H	+3,30%
t_t	+5,80%

A Tab. 5.9 mostra a razão entre as versões V2 e V1 do modelo EL-09 lançados no dia 15/11. No total há uma redução 34,9% do arrasto para um ganho de 21,3% do apogeu máximo.

A massa de propelente da versão V2 foi 1% inferior a versão V1. Através dos dados das Tab. 5.12 e Tab.5.6 observou-se que o desempenho do motor V2 foi superior à expectativa devido ao apogeu ter sido maior do que o previsto, apesar da presença do vento. O motor da versão V1 teve um desempenho próximo ao esperado. Apesar dessa diferença de desempenhos entre os motores, houve de fato uma diminuição do arrasto como consequência da redução da área; porém não pode-se dizer que esta modificação proporcionou os 34,9% de redução.

Tabela 5.15 – Razão entre as versões V2 e V1 do modelo EL-09

Parâmetro	Razão
C_D	-34,9%
H	+21,3%
M_f	-0,20%
M_p	-1,00%
$U_{máx}$	+12,0%
$a_{máx}$	0%
t_H	+13,7%
t_t	+10,2%

5.3.2 Efeito do perfil de empena

Na Tab. 5.16 são mostradas as razões entre os valores das versões V3 e V1 do modelo EL-05 lançados no dia 15/11. Observa-se que houve uma redução de 20,3% do C_D . Pelas Tab. 5.9 e 5.3, através da comparação entre os apogeus reais e estimados, e pela influência climática é possível dizer que o motor da versão V1 apresentou um desempenho melhor que o da versão V3. Por outro lado, a massa da versão V3 foi 14,2% inferior ao V1. Devido ao ótimo desempenho do motor da versão V1 e das pequena diferença entre a influência do vento, pode-se dizer que a mudança de perfil reduziu o C_D .

Tabela 5.16 – Razão entre as versões V4 e V3 do modelo EL-05

Parâmetro	Razão
C_D	-20,3%
H	+8,50%
M_f	-14,2%
M_p	+7,20%
$U_{máx}$	+16,2%
$a_{máx}$	--
t_H	+16,7%
t_t	+13,2%

A Tab. 5.17 mostra as razões entre as versões V3 e V1 do modelo EL-07 lançados no dia 15/11, onde ocorreu uma redução de 26,9% do C_D entre as versões. Através da distância de aterrissagem, nota-se que a versão V3 teve uma influência do vento maior que a V1. Outro fator importante notado foi que ao comparar os valores de V1 esperado com os obtidos, Tab. 5.4 e 5.10 respectivamente, percebe-se que o motor de V1 obteve um desempenho superior ao esperado e do motor utilizado em V3, devido a uma aceleração máxima 30,4% menor. Aliando-se a estes fatores a velocidade máxima superior, pode-se concluir que a força de arrasto foi inferior devido a mudança de perfil na empena.

Tabela 5.17 – Razão entre as versões V4 e V3 do modelo EL-07

Parâmetro	Razão
C_D	-26,9%
H	+16,4%
M_f	0,00%
M_p	-4,50%
$U_{máx}$	+4,50%
$a_{máx}$	-30,4%
t_H	+15,6%
t_t	+10,8%

A Tab. 5.12 mostra a razão entre os valores das versões V3 e V1 lançados no dia 19/11 do modelo EL-09. Foi obtida uma redução de 43,2% do coeficiente de arrasto entre as versões. Os motores utilizados nas versões V3 e V1 obtiveram desempenhos acima do esperado. Como as condições climáticas foram parecidas, massas totais dos foguetes e de propelente próximas, 0,1% superior e 3,6% inferior

respectivamente, pode-se afirmar que a redução do arrasto foi devido a mudança de perfil.

Apesar dessa afirmação, não podemos afirmar que a redução é resultado somente da mudança de perfil, pois, devido a falta de dados, não temos como avaliar se o motor da versão V3 foi superior, em desempenho, em relação ao utilizado na versão V1.

Tabela 5.18 – Razão entre as versões V3 e V1 do modelo EL-09

Parâmetro	Razão
C_D	-43,2%
H	+21,8%
M_f	+0,10%
M_p	-3,60%
$U_{máx}$	--
$a_{máx}$	--
t_H	+27,3%
t_t	--

6. CONSIDERAÇÕES FINAIS

6.1 CONCLUSÃO

Concluiu-se que houve reduções dos arrastos sofridos pelos minifoguetes devido as modificações de perfil e redução de área realizada nas empenas. Entretanto, a falta de repetibilidade necessária, não é possível mensurar o impacto que cada modificação causou para esta redução do arrasto.

Notou-se também que os motores apresentaram diferentes desempenhos, dificultando as análises e muitas vezes influenciando diretamente sobre os resultados experimentais obtidos.

Analisando-se os resultados experimentais e esperados, observou-se a sensibilidade às mudanças de características para a redução do arrasto. A mudança de perfil apresentou melhores resultados do que a redução de área em 30%.

Ainda foi visto que as modificações nas empenas nos modelos que utilizaram quatro empenas foram mais sensíveis sobre o arrasto total do que nos modelos que utilizaram apenas três.

6.2 CONTRIBUIÇÕES DO TRABALHO

As contribuições geradas por este trabalho são listadas a seguir:

- Permitiu verificar que as empenas com formato de aerofólio possuem um arrasto menor do que as de perfil retangular, mesmo para pequenas espessuras.
- É possível reduzir a área da empena para reduzir o arrasto de um minifoguete e manter a posição do centro de pressão inalterada.
- O estudo conseguiu verificar que os motores utilizados possuem uma variação de desempenho.
- A realização desta pesquisa experimental permitirá a futuros trabalhos focarem em geometrias específicas à procura de uma melhor redução do arrasto.

6.3 SUGESTÕES PARA TRABALHOS POSTERIORES

A partir das conclusões obtidas com este estudo é possível sugerir trabalhos futuros para melhorar os dados e aprofundar esta pesquisa.

Devido a pouca quantidade de lançamentos, seria interessante continuar com a pesquisa com o fim de se obter mais dados e poder realizar uma análise estatística mais completa que confirme esta pesquisa.

Outra sugestão é realizar uma otimização de perfis aerodinâmicos para as empenas, seja em aplicativos CFD ou experimentos: via lançamentos ou por túnel de vento eliminando-se as incertezas do motor.

REFERÊNCIAS

- [1]. Abbott, I. H. (1959). *Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data*. Dover Publications.
- [2]. Anderson, J. (2001). *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill.
- [3]. Ashley, H. (1965). *Aerodynamics of Wings and Bodies*. Addison-Wesley.
- [4]. Barrowman, J. (1966). *The Theoretical Prediction of the Center of Pressure*.
- [5]. Barrowman, J. (1967). *The Practical Calculation of the Aerodynamic Characteristics of Slender Finned Vehicles*. Washington, D. C.
- [6]. Barrowman, J. (1988). *Calculating the Center of pressure*. Centuri Engineering Company.
- [7]. Barrowman, J. (1988). *Stability of a Model Rocket in Flight*. Centuri Engineering Company.
- [8]. Carroll, R. L. (1960). *The aerodynamics of powered flight*. Bell Aircraft Corporation.
- [9]. CD, 2. (09 de 2016). *Departamento de Eng. Mecânica UFPR*. Acesso em 10 de 07 de 2017, disponível em Servidor Demec UFPR: http://servidor.demec.ufpr.br/foguete/Aplicativos/Cd_2.0_2016-09/
- [10]. Çengel, Y. A. (2006). *Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e Aplicações*. McGraw-Hill.
- [11]. Fox, R. W. (2014). *Introdução a Mecânica dos Fluidos*. Grupo Editorial Nacional.
- [12]. GFCS. (27 de 08 de 2005). *Grupo de Foguetes Carl Sagan*. Acesso em 01 de 12 de 2017, disponível em <http://www.foguete.ufpr.br/>
- [13]. Gregorek, G. M. (1970). *Rockets, Aerodynamic Drag of Model*. Estes Industries.
- [14]. Hoerner, S. F. (1965). *Fluid-Dynamic Drag*. Hoerner Fluid Dynamics.
- [15]. Houghton, E. (2013). *Aerodynamics for engineering students*. Elsevier.
- [16]. Mandell, G. K. (1971). *Topics in Advanced Model Rocketry*. MIT.
- [17]. Niskanen, S. (2013). *OpenRocket Technical Documentation*.
- [18]. Oertel, H. (2004). *Prandtl's Essentials of Fluid Mechanics*. Springer.
- [19]. Queluz, T. P. (2016). *Calculo e Validação do Coeficiente de Arrasto Através de CFD*. Curitiba, PR.
- [20]. Schlichting, H. (1979). *Boundary-Layer Theory*. McGraw-Hill.

- [21]. Stine, G. H. (1987). *Handbook of Model Rocketry*. Prentice Hall.
- [22]. TRAJETÓRIA, 2. (04 de 2016). *Departamento de Eng Mecânica UFPR*. Acesso em 16 de 11 de 2017, disponível em Servidor DEMEC UFPR: <http://servidor.demec.ufpr.br/foguete/Aplicativos/trajetoria2p0/>

APÉNDICE

APÊNDICE A – GRÁFICO DOS ALTÍMETROS

Neste apêndice estão conditos os gráficos não incluídos do capítulo 5 referentes aos resultados dos modelos.

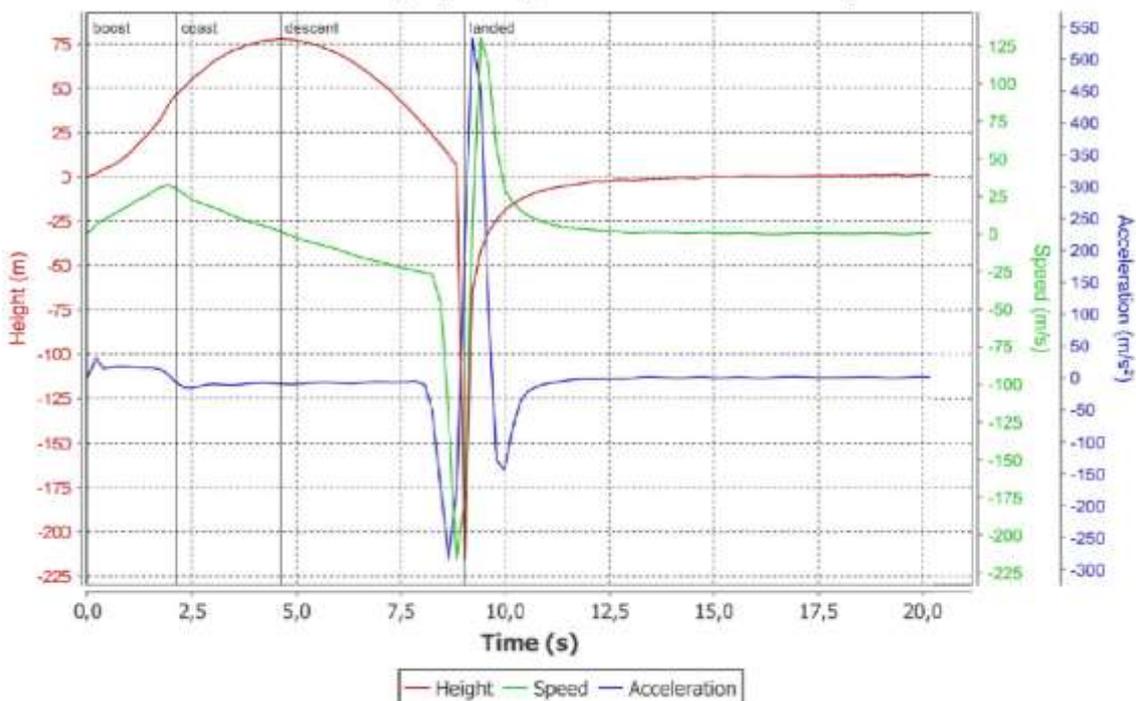


Figura A.7.1 – EL-01V1 dia 17/08

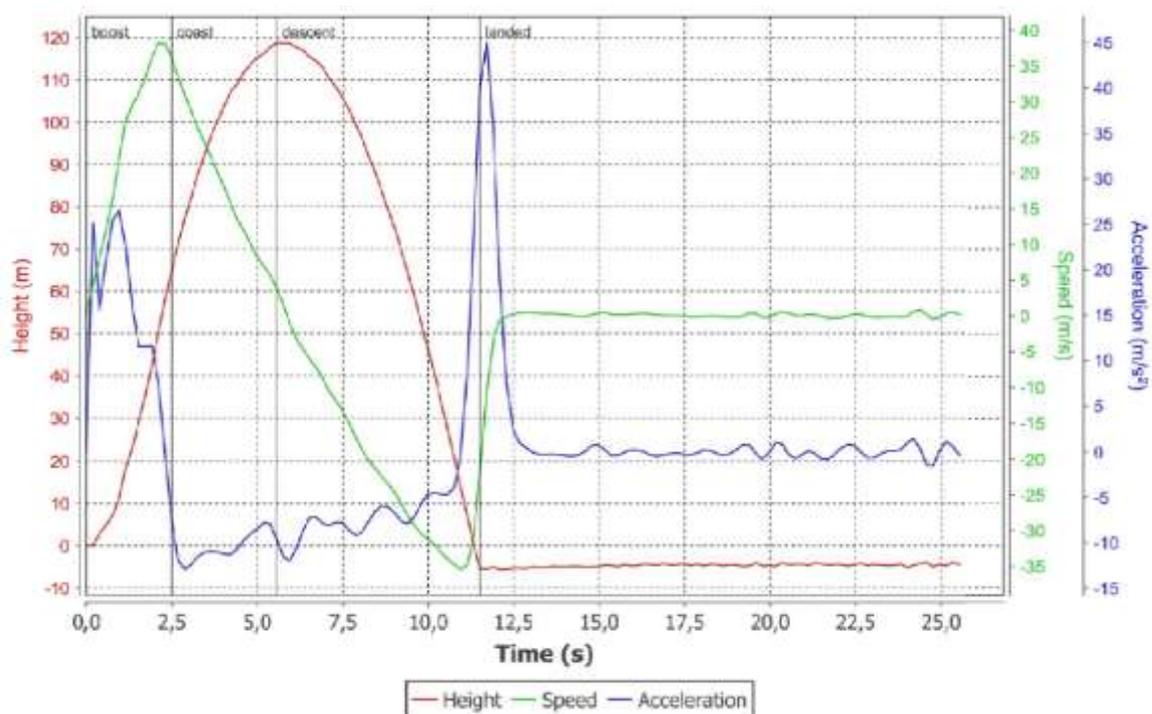


Figura A.7.2 – EL-01V1 dia 07/09

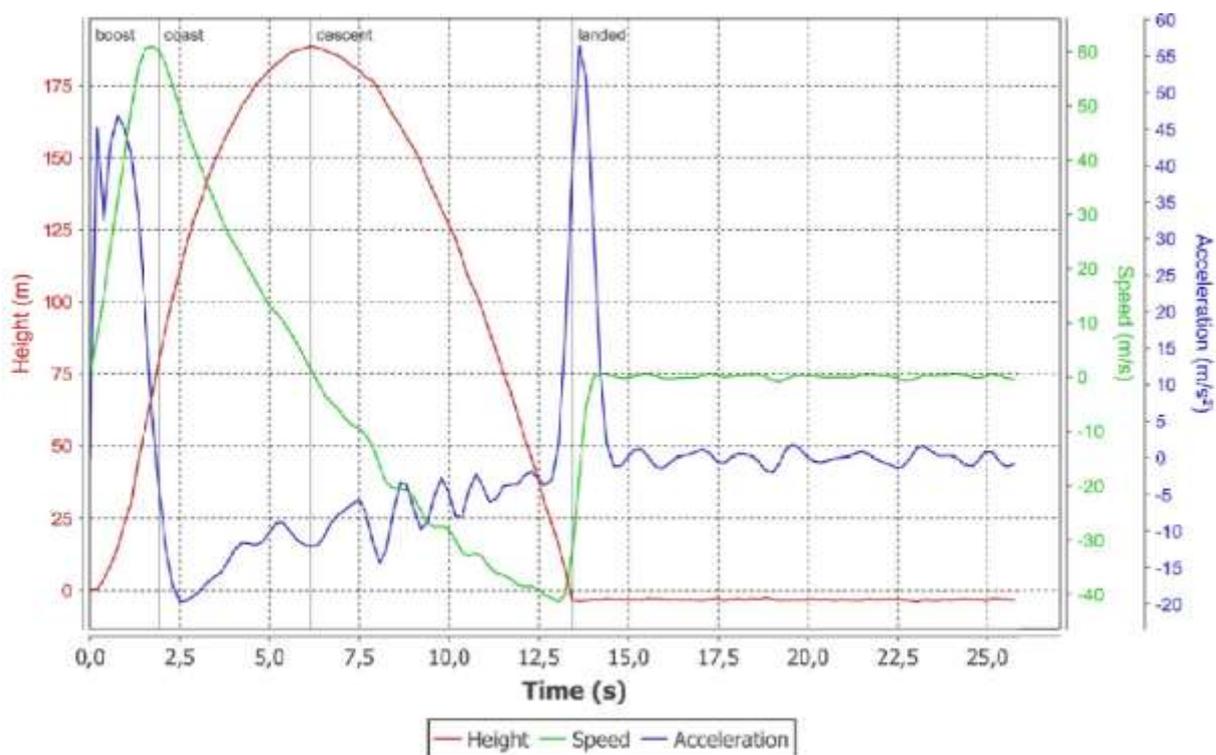


Figura A.7.3 – EL-05V1 dia 29/10

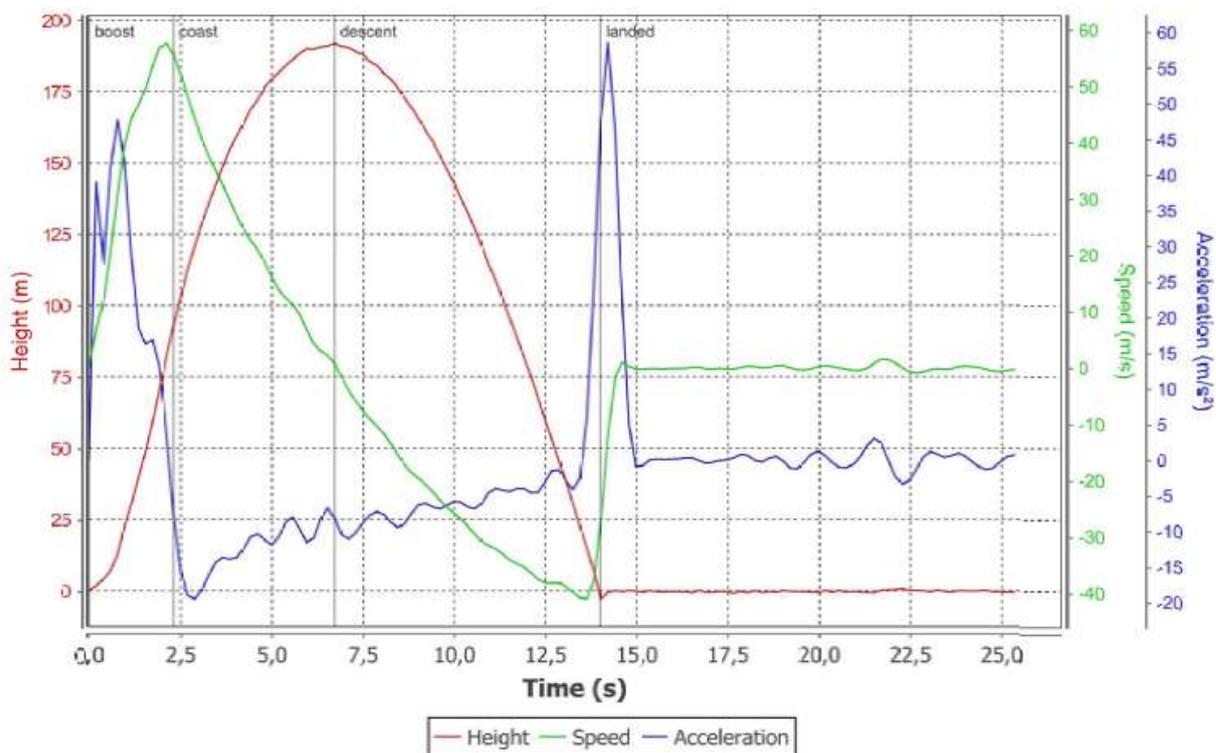


Figura A.7.4 – EL-05V2 dia 29/10

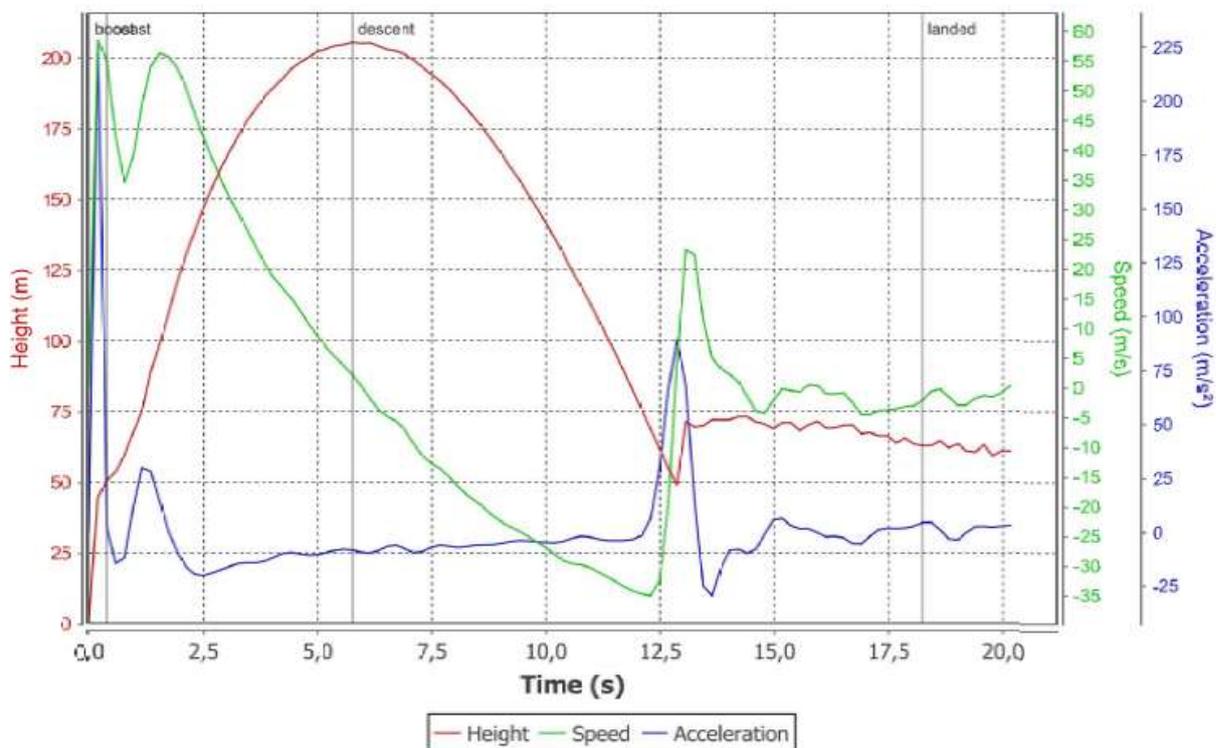


Figura A.7.5 – EL-05V3 dia 15/11

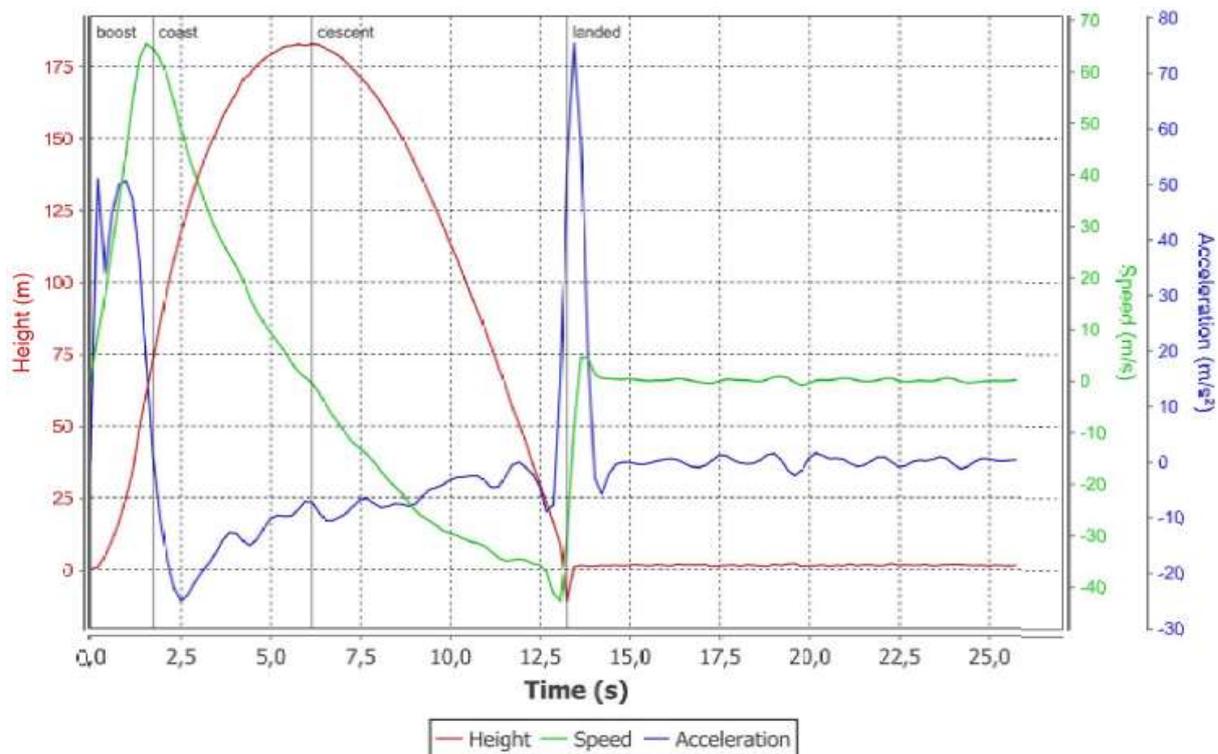


Figura A.7.6 – EL-07V1 dia 29/10

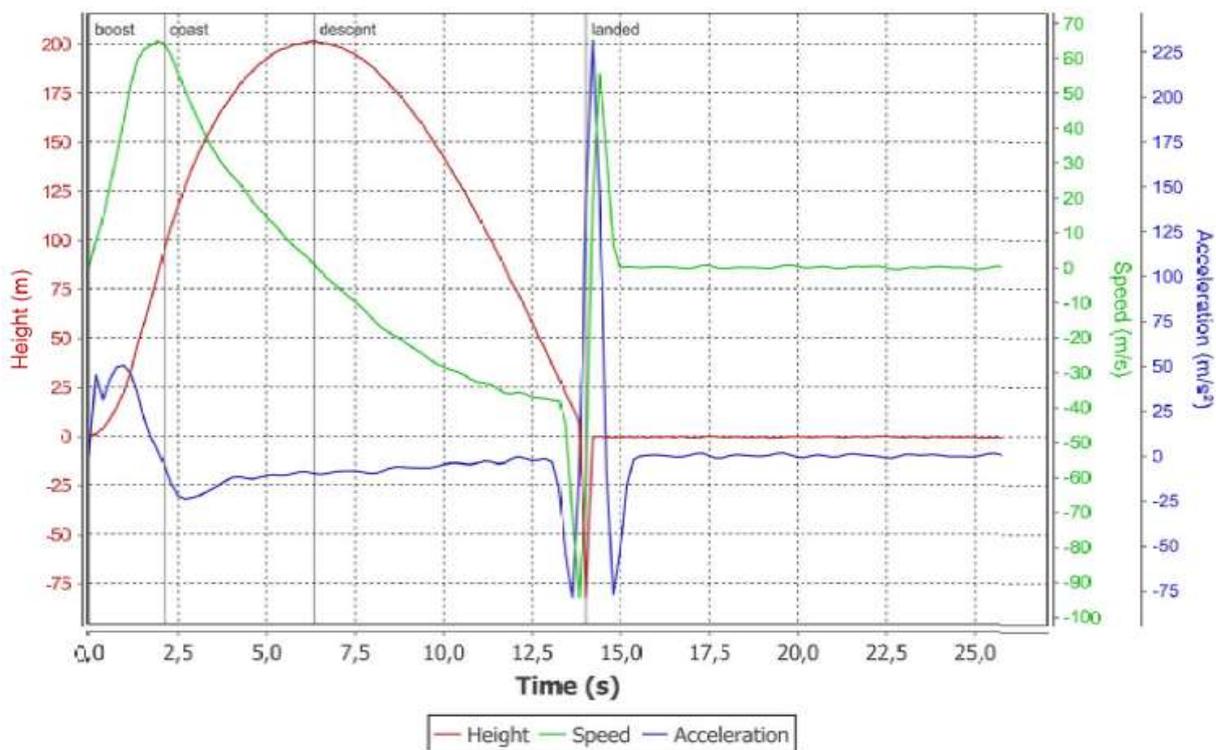


Figura A.7.7 – EL-07V2 dia 15/11

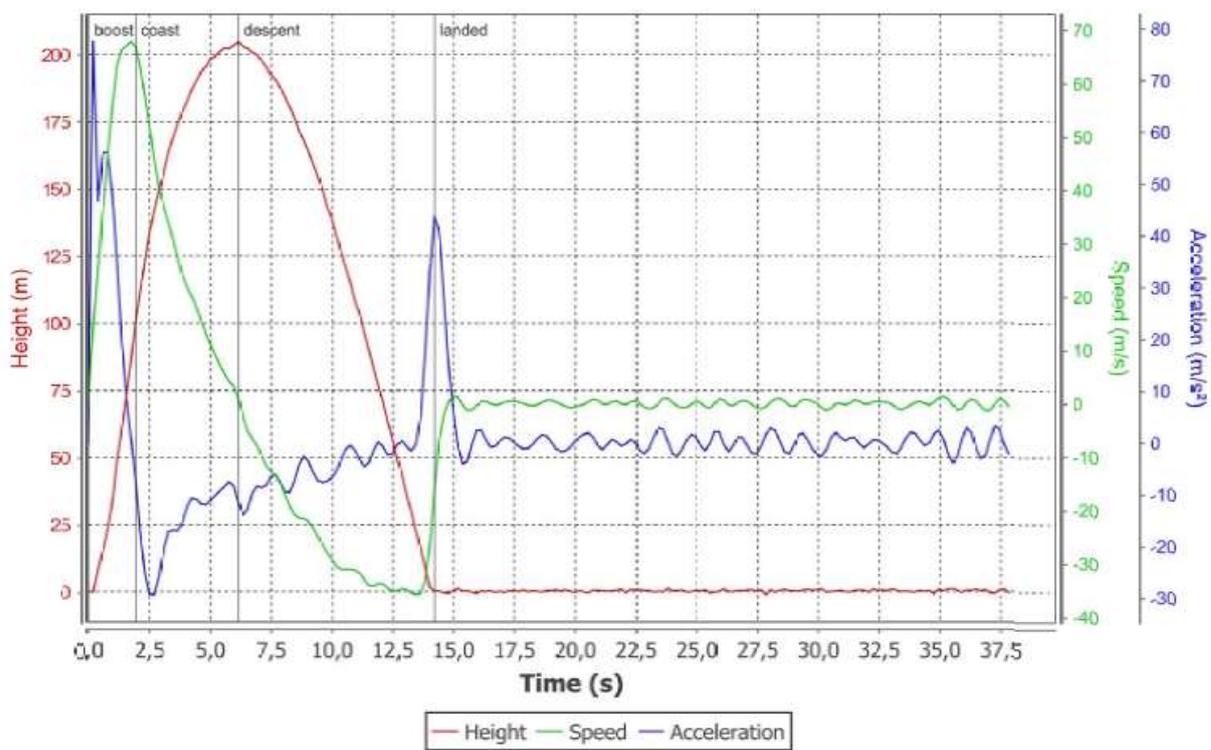


Figura A.7.8 – EL-07V3 dia 15/11

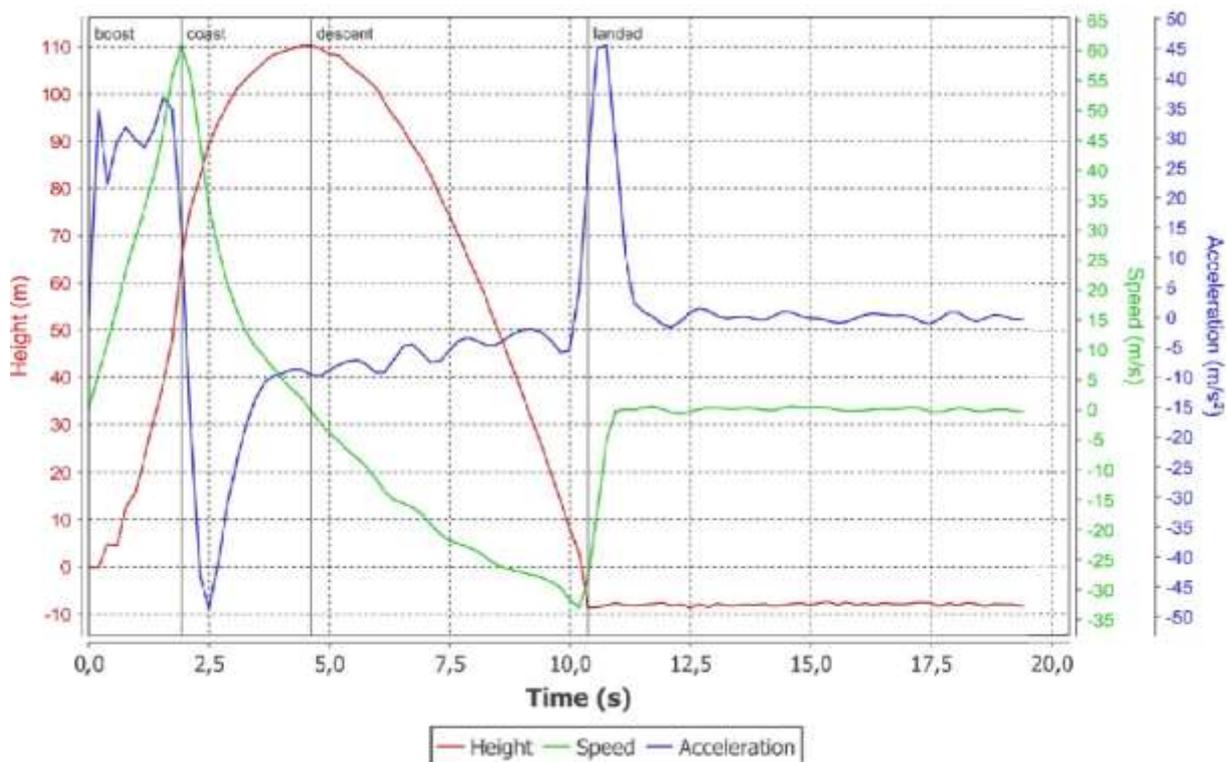


Figura A.7.9 – EL-09V1 dia 12/10

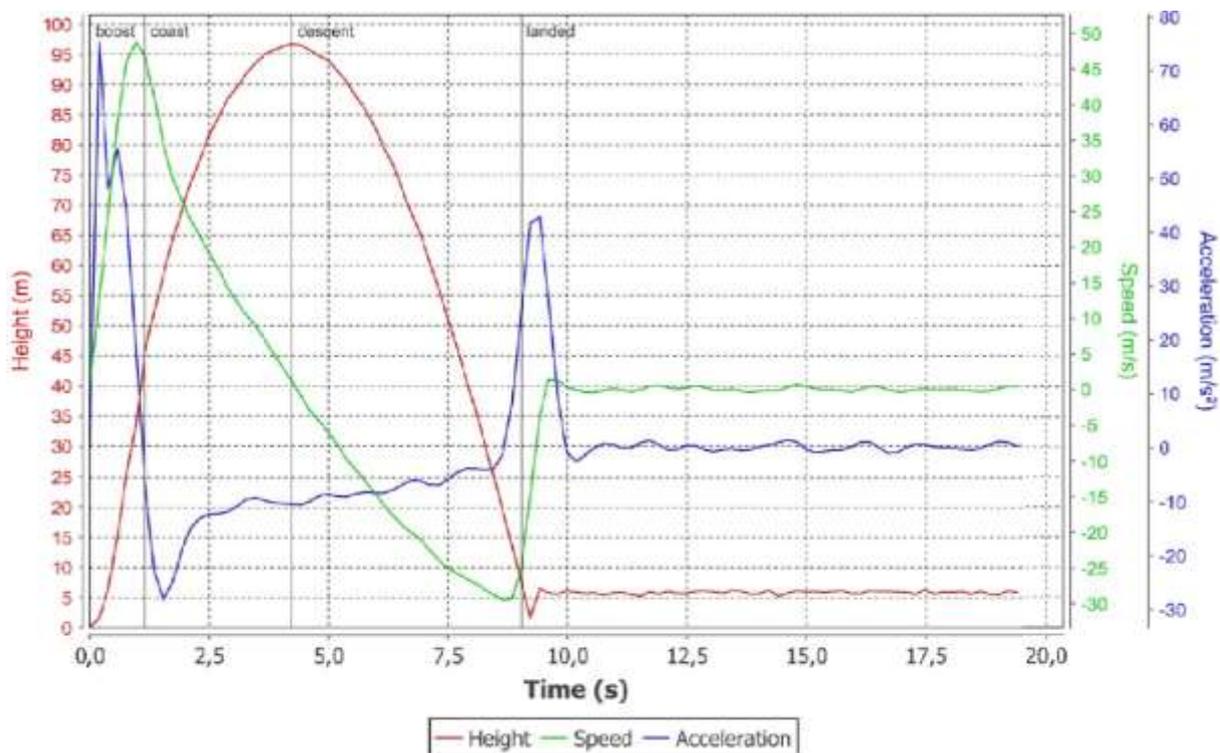


Figura A.7.10 – EL-09V1 dia 15/11

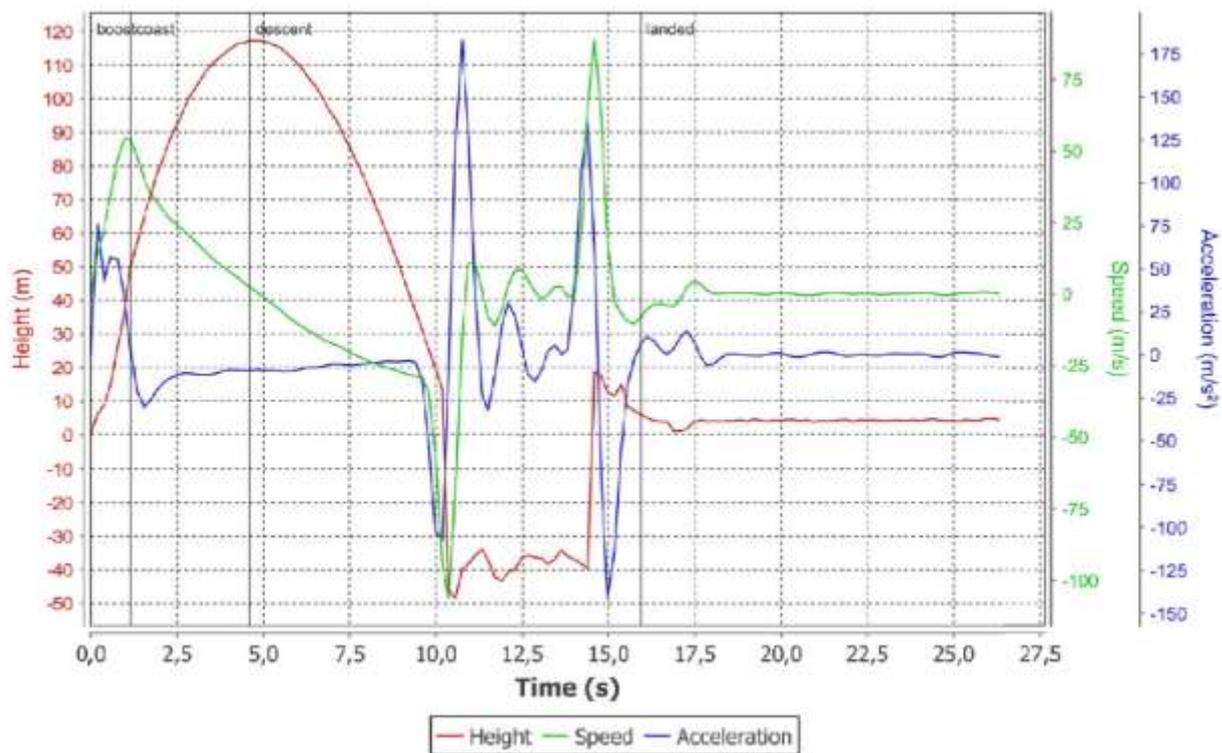


Figura A.7.11 – EL-09V2 dia 15/11