

Luís Fernando Marcondes Garzón Lama

Estudo da Estabilidade em Voo de um Alvo Aéreo
Rebocado por uma Aeronave Mãe

Guaratinguetá - SP
2016

Luís Fernando Marcondes Garzón Lama

**Estudo da Estabilidade em Voo de um Alvo Aéreo
Rebocado por uma Aeronave Mãe**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador : João Andrade de Carvalho Jr

Guaratinguetá - SP
2016

L213e

Lama, Luis Fernando Marcondes Garzon

Estudo da Estabilidade em vôo de um alvo aéreo rebocado por uma aeronave mãe / Luis Fernando Marcondes Garzon Lama – Guaratinguetá, 2016.

42 f : il.

Bibliografia: f. 41

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2016.

Orientador: Prof. Dr. João Andrade de Carvalho Jr

1. Aerodinâmica 2. Estabilidade dos aviões 3. Controle de vôo

I. Título

CDU 533.6

LUÍS FERNANDO MARCONDES GARZÓN LAMA

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
“ENGENHEIRO MECÂNICO”

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. MARCELO SAMPAIO MARTINS
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. JOÃO ANDRADE DE CARVALHO JR.
Orientador/UNESP-FEG


Prof. Dr. IVONETE ÁVILA
UNESP-FEG


Prof. Dr. MARCOS VALÉRIO RIBEIRO
UNESP-FEG

Novembro 2016

dedico este trabalho
de modo especial, à minha família

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço a Deus, fonte da vida e da graça. Agradeço pela minha vida, minha inteligência, minha família e meus amigos,

ao meu orientador, *Prof. Dr. João Andrade de Carvalho Jr* que jamais deixou de me incentivar. Sem a sua orientação, dedicação e auxílio, o estudo aqui apresentado seria praticamente impossível.

ao orientador de minha iniciação *Prof. Guilherme Felipe Reis Duarte* científica que serviu de base para este trabalho

aos meus pais *Sandra e José Luis*, que apesar das dificuldades enfrentadas, sempre incentivaram meus estudos.

às funcionárias da Biblioteca do Campus de Guaratinguetá pela dedicação, presteza e principalmente pela vontade de ajudar,

aos funcionários da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá pela dedicação e alegria no atendimento.

“Tudo que temos que decidir é o que fazer com o tempo que nos é dado”

J.R.R. Tolkien

RESUMO

Com a necessidade de aperfeiçoar a precisão de armamentos aéreos, é relevante realizar ensaios de tiros contra alvos em movimento. Este trabalho de graduação consistiu no estudo da estabilidade de um alvo aéreo rebocado próximo a uma aeronave em um plano longitudinal. Para isso, foram deduzidas as equações do movimento de um corpo sendo rebocado por meio de um cabo utilizando um modelo com três graus de liberdade (horizontal, vertical e ângulo de arfagem), tendo como hipóteses: a aeronave está suficientemente distante do alvo de forma a não influenciar no escoamento sobre o corpo; a massa do alvo é muito menor que a da aeronave, de tal forma a não interferir no voo desta última. Em seguida, foram discutidas as condições para a estabilidade do alvo e de equilíbrio do corpo. Por fim, estudou-se o comportamento dinâmico do alvo aéreo, resolvendo numericamente as equações do movimento.

PALAVRAS-CHAVE: Alvo Aéreo. Aerodinâmica. Estabilidade.

ABSTRACT

With the improvement necessity of aerial weaponry, it's necessary to do tests against motion targets. This work consists in the stability study of an aerial target towed by an airship in a longitudinal plane. To accomplish that, cable towed body movement equations were deducted using a three degrees of liberty model (horizontal, vertical and degree of pitching), having as hypothesis: the airship is enough distant from the target that doesn't influence the flow on the body; the body mass is much lesser than the airship that doesn't interfere on the plane's flying. Next was discussed conditions for stability and for the body equilibrium. In the end of this work, was studied the dynamic behavior of the target, solving numerically the motion equations.

KEYWORDS: Aerial Target. Aerodynamics. Stability.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Exemplo de Sistema Alvo Aéreo sendo estudado neste trabalho.....	11
Figura 2 - Alvos Aereos Durante a Segunda Guerra.....	12
Figura 3- Simulação de Assinatura Térmica.....	13
Figura 4 – Comportamento Aerodinâmico de alguns sólidos.....	16
Figura 5 – Influência da Velocidade.....	16
Figura 6 - Resultante Aerodinâmica no Centro de Pressão.....	17
Figura 7 - Variação do C_p de acordo com ângulo de ataque.....	18
Figura 8 - Escoamento do ar em torno de um corpo.....	20
Figura 9 - Representação de estol.....	20
Figura 10 - Sistema de coordenadas em relação à aeronave.....	21
Figura 11 - Diagrama com os ângulos.....	22
Figura 12- Sistema de forças.....	23
Figura 13 – Relação entre os ângulos.....	26
Figura 14 – Variação do Coeficiente de Momento de Arfagem para um corpo aerodinamicamente estável.....	27
Figura 15– Estabilidade Horizontal.....	28
Figura 16 – Estabilidade com α não nulo.....	29
Figura 17 - Dimensões do alvo considerado nas simulações.....	30
Figura 18 – Gráficos Avaliando a Influência da Altitude.....	32
Figura 19 – Gráficos Avaliando a Influência da Posição de X_c	32
Figura 20 – Gráficos Avaliando a Influência da Velocidade.....	33
Figura 21 – Variação das posições do X e -Z alvo, bem como dos ângulos de arfagem (θ) e de.....	36
Figura 22– Variação das posições do X e -Z alvo, bem como dos ângulos de arfagem (θ) e de ataque (a) ao longo do tempo na Condição 2.....	37
Figura 23–Variação dos ângulos θ e α em função do tempo na Condição 3.....	38
Figura 24 – Variação dos ângulos θ e α em função do tempo. (a) Condição 4; (b) Condição 5.....	38

LISTA DE SÍMBOLOS

α	Ângulo de Ataque
θ	Ângulo de Arfagem
a	Ângulo entre o vetor Tração no cabo e a horizontal
Y	Ângulo entre o vetor velocidade do alvo em relação à Terra e a horizontal
D	Arrasto
L	Sustentação
P	Peso
T	Tração
C_L	Coefficientes de Sustentação
C_D	Coefficientes de Arrasto
C_M	Coefficientes de Momento de Arfagem
X_c	Distância do CG e de onde o cabo esta preso
q	Pressão Dinâmica
S_{ref}	Área de Referência
l_{ref}	Comprimento de Referência
K	Constante Elástica
CP	Centro de Pressão
Maer	Momento Aerodinâmico

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
1.1	HISTÓRIA	11
2	OBJETIVOS	14
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	15
3.1	AERODINÂMICA	15
3.1.1	Escoamento de Fluidos ao redor de corpos Imersos	15
3.1.2	Ângulo de Ataque e Centro de Pressão	17
3.1.3	Camada Limite e Estol	18
4	MODELAMENTO MATEMATICO	21
4.1	HIPÓTESES.....	21
4.2	DEDUÇÃO DAS ESQUAÇÕES DE MOVIMENTO DO ALVO AÉREO	21
5	ANÁLISES	25
5.1	ESTABILIDADE DO CORPO	25
5.1.1	Condição de Equilíbrio	29
6	RESULTADOS PARA CONDIÇÃO DE EQUILÍBRIO DO ALVO AÉREO	32
7	COMPORTAMENTO DINÂMICO DO ALVO	35
8	ANÁLISE DOS RESULTADOS	39
9	CONCLUSÃO	40
	REFERÊNCIAS	41

1 INTRODUÇÃO

O desenvolvimento tecnológico de um país está em grande parte relacionado às pesquisas bélicas, além destas implicarem em diversos outros fatores geopolíticos tais como a capacidade de uma nação manter sua integridade territorial e a influência nas relações internacionais. Assim a Aeronáutica tem um grande peso quando o assunto é desenvolvimento militar, desta forma é relevante criar armamentos aéreos precisos bem como fornecer treinamento. Para tanto, faz-se necessário desenvolver um alvo aéreo para ser utilizado em ensaios em voo na certificação de mísseis e prática de tiro. Este trabalho se propõe a analisar o comportamento deste último quando rebocado por uma aeronave.

O sistema estudado é composto por um alvo aéreo rebocado por uma aeronave de massa muito maior, representado da Figura 1. O estudo concentra-se no alvo e suas condições de estabilidade, analisando o comportamento deste de acordo com o ângulo de ataque e arfagem, sua velocidade em relação ao ar, a posição do cabo de reboque e altura de voo.

Figura 1 - Exemplo de Sistema Alvo Aéreo sendo estudado neste trabalho.



Fonte: Air Affairs Australia

1.1 HISTÓRIA

Antes e durante a Segunda Guerra Mundial eram operados pela força aérea pela qual voavam e eram usualmente aviões que tinham falhado em combate ou simplesmente

obsoletos que agora foram convertidos para esta aplicação. Estes aviões tipicamente rebocavam uma biruta ou pedaço de tecido ao final de um longo cabo (geralmente milhares de metros) e estudantes pilotos de caças e artilheiros atiravam no alvo desde outro avião (utilizando munições pintadas para que os acertos pudessem ficar gravados e posteriormente analisados).

As principais modificações nos aviões eram uma estação para um operador da biruta e um molinete para enrolar o cabo. O molinete era movido por uma turbina a vento localizada no lado de fora da aeronave e que era alimentada pelo fluxo de ar e se ligava ao molinete através de uma embreagem. Estes equipamentos são ainda utilizados em alguns procedimentos de reabastecimento no ar, servindo para retrair a mangueira de reabastecimento assim que o processo termina. A biruta geralmente era ejetada em uma área conveniente para ser recuperada. A biruta gerava uma grande quantidade de arrasto e poderia ser perigosa para aeronaves menos potentes, pois se o motor falhasse a biruta poderia reduzir a velocidade do avião abaixo da velocidade de estol.

Figura 2 - Alvos Aereos Durante a Segunda Guerra



Fonte: Langham Dome

Os usos destes aviões continuaram no pós-guerra, contudo uma tendência surgiu quando aviões militares foram comprados, modificados e operados por companhias civis através de contrato, muitas forças aereas continuaram ainda a operar seus próprios alvos

aereos. Nos anos mais recentes o uso de empresas civis se expandiu, sobretudo nas décadas de 60 e 70, mantendo a tendencia no uso de aviões militares.

Atualmente mais forças aéreas tenderam a utilizar companhias privadas com esse propósito, entretanto hoje essas empresas utlizam jatos corporativos modificados ao invés de aviões militares. Algumas vantagens disso são a facilidade dos registros dessas aeronaves, visto enfrentava-se dificuldade em registrar aeronaves militares com civis, e o custo de operação e manutenção mais baixo quando comparado com as aeronaves militares. Os alvos modernos utilizados não são mais tecidos ou birutas, possuem um formato aerodinâmico e são capazes de serem utilizados mais de uma vez, alguns contam com um sistema de queima de combustível que simula a assinatura térmica de alguns aviões, com a finalidade de testar armamentos que se guiam pelo calor, (LANGHAM DOME, 2016).

Figura 3- Simulação de Assinatura Térmica



Fonte: Monash University

2 OBJETIVOS

- Desenvolver um modelo matemático que represente o voo de um alvo aéreo rebocado por uma aeronave mãe;
- Estudar os fatores que influenciam a posição de equilíbrio e a estabilidade do alvo aéreo.
- Investigar como os parâmetros de voo interferem o comportamento dinâmico do alvo aéreo.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

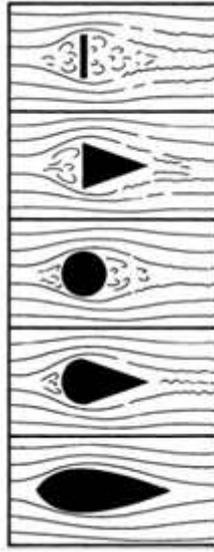
3.1 AERODINÂMICA

3.1.1 Escoamento de Fluidos ao redor de corpos Imersos

Um corpo se movimentando no ar sofre resistência ao deslocamento em função do escoamento da massa fluida. Assim o corpo está sujeito a forças e momentos em virtude da ação das correntes de ar, (RIBEIRO, 2011), forma-se então uma distribuição de pressão intrínseca a geometria do corpo; de maneira que a resistência do ar é proporcional a sua área, variando com a área frontal (superfície da maior secção perpendicular à direção das linhas de corrente). Desta forma, a resistência do ar varia com a distribuição de pressões. Analisando a influência da velocidade, quanto mais rápido o ar se desloca, maior a dificuldade encontrada para percorrer o contorno do corpo, pois maiores são as forças de inércia de suas moléculas e, conseqüentemente, as de reação do corpo; assim a resistência do ar torna-se proporcional ao quadrado da velocidade.

A resistência aerodinâmica ocorre devido a mais de um fator, a resistência de forma esta relacionada a geometria do corpo. A formação de uma turbulência na parte posterior depende da forma do corpo e aumenta com o aumento da velocidade. Este Turbilhamento ocorre quando o escoamento não consegue contornar o corpo, assim quanto maior for a curvatura da linha de corrente, menor a depressão originada e portanto menor a tendência de formar turbilhões. Desta forma quanto menor for a curvatura da veia fluida, mais aerodinâmico é o corpo, pois para uma mesma área frontal e mesma velocidade temos uma menor diferença de pressão, (RIBEIRO, 2011). Na Figura 4 observa-se o comportamento aerodinâmico de alguns sólidos com o mesmo diâmetro:

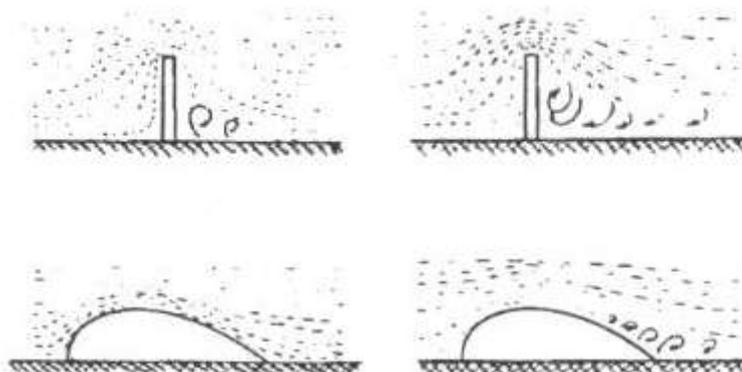
Figura 4 – Comportamento Aerodinâmico de alguns sólidos



Fonte: Adaptado de RIBEIRO (2011)

A Figura 5 mostra o comportamento do escoamento quando variamos a velocidade, para uma placa plana e um fusô. A primeira coluna representa um fluxo de baixa velocidade enquanto a segunda coluna mostra um fluxo com alta velocidade. Como discutido anteriormente nota-se que para uma velocidade maior o escoamento torna-se mais turbulento, enquanto que para uma menor velocidade a turbulência não é tão significativa.

Figura 5 – Influência da Velocidade



Fonte: (RIBEIRO, 2011)

A resistência de atrito é o outro tipo de resistência aerodinâmica e está relacionada a viscosidade, onde a rugosidade superficial determina as perdas por atrito do ar com o corpo. Em geral a resistência por atrito é pequena, sendo apenas sensível para formas muito aerodinâmicas, como por exemplo aviões, exigindo assim uma superfície polida afim de evitar que o atrito comprometa o rendimento da aeronave.

3.1.2 Ângulo de Ataque e Centro de Pressão

A determinação da distribuição de pressão geralmente é obtida a partir de ensaios em tunel de vento ou com a solução analítica de modelos matemáticos de acordo com a geometria do perfil em estudo.

A variação de pressão ao longo do perfil de forma menos acentuada é desejável, pois reduz a turbulência e, portanto, a resistência. No caso de um perfil pouco aerodinâmico há a formação de uma elevada depressão devido ao desalinhamento das linhas de corrente, gerando condições para a formação de turbulência. A redução do gradiente de pressão ao longo do perfil é o objetivo do estudo aerodinâmico, permitindo assim uma maior penetração aerodinâmica do perfil.

Ao escoar sobre o corpo o fluido gera uma força resultante chamada de resultante aerodinâmica (RA), situada no centro de pressão, como indicado na Figura 6. Esta força é decomposta em 2 componentes uma paralela as linhas de corrente (R_x) ou arrasto, e outra perpendicular as linhas de corrente (R_z) ou sustentação, (RIBEIRO, 2011).

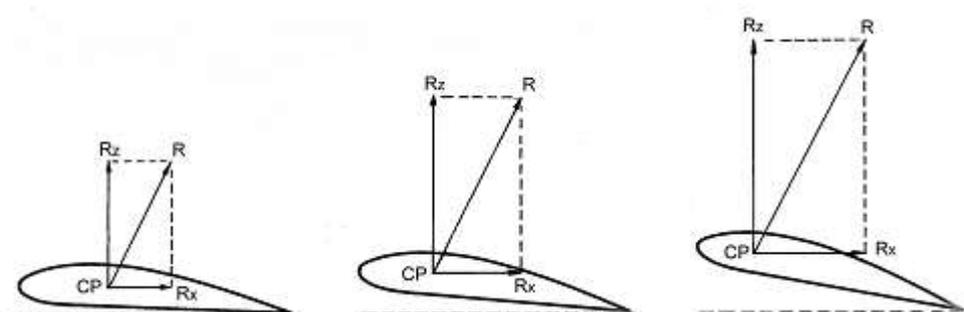


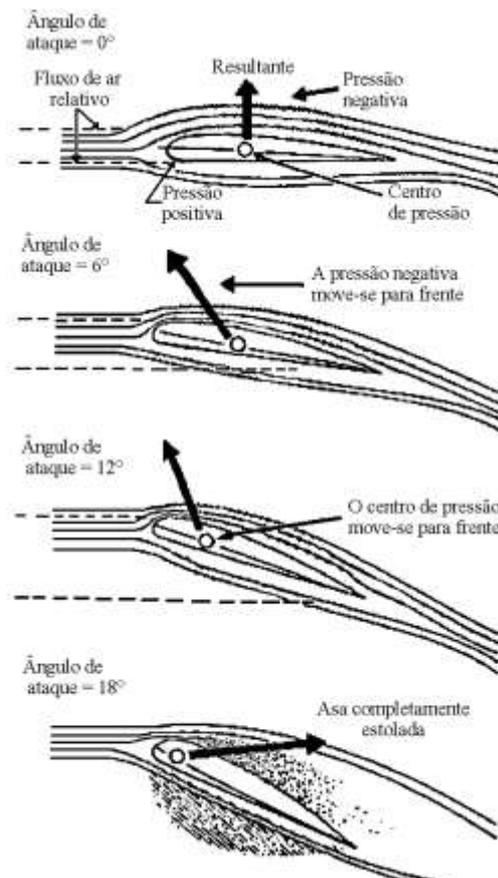
Figura 6 - Resultante Aerodinâmica no Centro de Pressão

Fonte: (RIBEIRO,2011)

Na figura temos que o valor de RA varia em função da inclinação do perfil, isto ocorre, pois, a distribuição de pressão no perfil varia e, portanto, a resultante também varia.

Na figura 7 nota-se que o CP (centro de pressão) varia conforme o ângulo de ataque, é vital prever essa movimentação do CP no projeto, é importante ainda ter em mente que o CP, apenas varia para perfis assimétricos.

Figura 7 - Variação do Cp de acordo com ângulo de ataque



Fonte: (RIBEIRO,2011)

3.1.3 Camada Limite e Estol

A camada limite de velocidade é a região nas imediações de um corpo onde o fluido sente a influência na velocidade de escoamento devido a este. Quando um objeto se move

através de um fluido ou um fluido move-se através de um objeto, o movimento das moléculas de fluido perto do objeto é perturbado e a interação do fluido ao redor do objeto gera forças aerodinâmicas. A intensidade dessas forças depende da forma do objeto, velocidade relativa entre o fluido e este, a viscosidade do fluido e a compressibilidade do fluido.

A camada limite pode ser turbulenta, as partículas se misturam de forma não linear e não seguem uma linha de fluxo, ou laminar onde existem linhas de fluxo que ocorrem em camadas sem que essas se misturem. No desenvolvimento de um perfil aerodinâmico é interessante que a camada limite se mantenha laminar ao longo de todo o corpo, pois o escoamento turbulento produz maior atrito, e instabilidade.

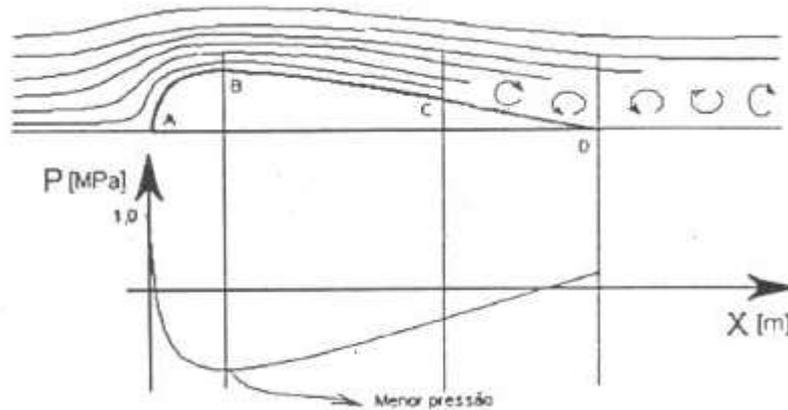
Em um corpo que visa produzir sustentação aerodinâmica é importante que sua geometria seja capaz de produzir um gradiente de pressão favorável, asas e aerofólios dividem o escoamento no intradorso de maneira que o fluxo se divida e percorra um caminho maior e um menor e voltem a se encontrar no extradorso, fazendo com que estes tenham velocidades diferentes, sendo que aquele que percorre um caminho maior terá uma velocidade maior, enquanto aquele que percorre o menor caminho terá uma menor velocidade, justamente para que o balanço de massa no volume de controle ao redor do corpo seja mantida, considerando o ar um fluido incompressível. Esta diferença de velocidades de acordo com Bernoulli fará com que os fluxos tenham pressões diferentes, assim esse gradiente produz uma força na direção desejada.

A camada limite aumenta sua espessura ao longo do perfil, além disso essa tende a não se manter laminar ao longo do corpo, existindo assim um ponto de transição, onde o fluido deixa de fluir em linhas de corrente e passa a ser tornar instável. De acordo com a Figura 8, o ar flui de A para B com um aumento de velocidade, devido à diminuição da seção do fluxo, isso gera uma queda de pressão, assim o ar flui naturalmente de um ponto de maior para um de menor pressão. Contudo a partir de B até D a seção de fluxo de ar aumenta, fazendo desta forma com que o ar desacelere e, portanto, temos um aumento de pressão, assim o ar neste trecho flui num gradiente de pressão adverso. A camada limite é a primeira a sentir as consequências deste gradiente adverso de pressão e passa por um ponto de transição para regime turbulento, e posterior separação do escoamento onde a pressão força o fluido na direção reversa do fluxo, gerando assim turbilhões e formando a chamada esteira turbulenta.

O aumento no ângulo de ataque produz maiores coeficientes de sustentação pois o gradiente de pressão entre as superfícies aumenta, contudo existe um limite que gira em torno de 15° onde o ponto de pressão mínima torna-se ainda menor e a transição para camada limite turbulenta desloca-se na parte superior da asa na direção do bordo de ataque, o

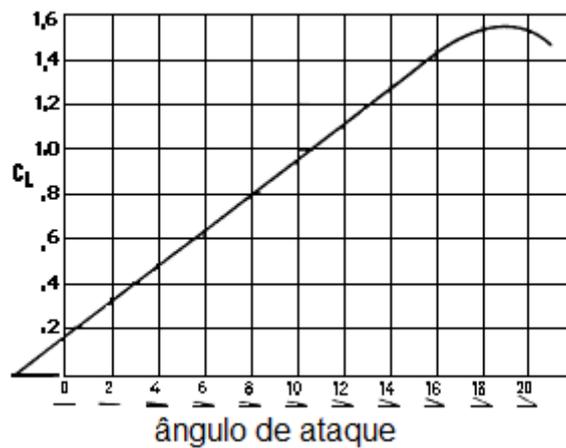
gradiente de pressão torna-se tão adverso na parte superior que faz com que o escoamento esteja separado do perfil ao longo de boa parte desta face da asa e portanto pare de produzir sustentação, esse fenômeno é chamado de estol.

Figura 8 - Escoamento do ar em torno de um corpo



Fonte: (RIBEIRO,2011)

Figura 9 - Representação de estol



Fonte: Adaptado da NASA

4 MODELAMENTO MATEMATICO

4.1 HIPÓTESES

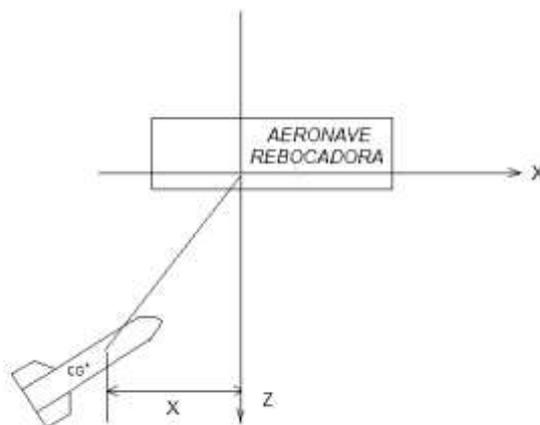
Para o presente estudo, as seguintes hipóteses foram adotadas:

1. A aeronave está suficientemente distante do alvo de forma a não influenciar no escoamento sobre o corpo;
2. A massa do alvo é muito menor que a da aeronave, de tal forma que a tração no cabo provocada pelo seu movimento não altera a velocidade de voo da aeronave;
3. O ar está parado em relação à Terra;
4. A aeronave e a Terra são referenciais inerciais.

4.2 DEDUÇÃO DAS ESQUAÇÕES DE MOVIMENTO DO ALVO AÉREO

Neste trabalho, utilizou-se um modelo de três graus de liberdade para modelar o movimento do alvo aéreo, sendo duas translações e uma rotação. Adotando como referencial a aeronave que reboca o alvo, determina-se o seguinte sistema de coordenadas ilustrado na Figura 10.

Figura 10 - Sistema de coordenadas em relação à aeronave



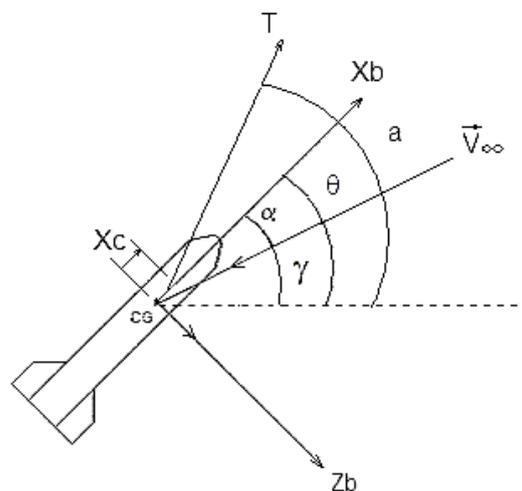
Fonte: Próprio Autor

Assim temos que $\mathbf{V} = V_x \hat{i} + V_z \hat{k}$ é o vetor velocidade do alvo em relação à aeronave. A seguir, serão definidos os ângulos envolvidos na análise.

- Ângulo de Ataque (α): o ângulo de ataque é definido como o ângulo entre o vetor Velocidade do alvo em relação à Terra e o eixo de simetria do corpo (X_b);
- Ângulo de Arfagem (θ): Trata-se do ângulo formado entre o eixo de simetria do alvo (X_b) com a horizontal;
- Ângulo a : Ângulo entre o vetor Tração no cabo e a horizontal;
- Ângulo Υ : Ângulo entre o vetor velocidade do alvo em relação à Terra e a horizontal.

A Figura 11 ilustra os ângulos envolvidos no diagrama de corpo livre.

Figura 11 - Diagrama com os ângulos



Fonte: Próprio Autor

Da Figura 11, temos que:

$$\begin{aligned} \theta &= \alpha + \Upsilon \\ a &= \arctg \frac{-z}{x}; & \cos a &= \frac{-x}{d}; & \text{sen } a &= \frac{z}{d} \\ d &= \sqrt{x^2 + z^2} \end{aligned}$$

Sendo d é a distância entre o alvo e a aeronave. Quando o alvo está em repouso em relação à aeronave, a velocidade do alvo em relação à Terra é:

$$\mathbf{V}(\text{alvo/terra}) = V_{\infty} \hat{i} + 0 \hat{k}$$

Sendo V_{∞} é a velocidade de voo da aeronave. Quando o alvo se move em relação à aeronave rebocadora, isto é, V_x e V_z são diferentes de 0, temos:

$$\mathbf{V}(\text{alvo/terra}) = \mathbf{V}(\text{alvo/aeronave}) + \mathbf{V}(\text{aeronave/terra})$$

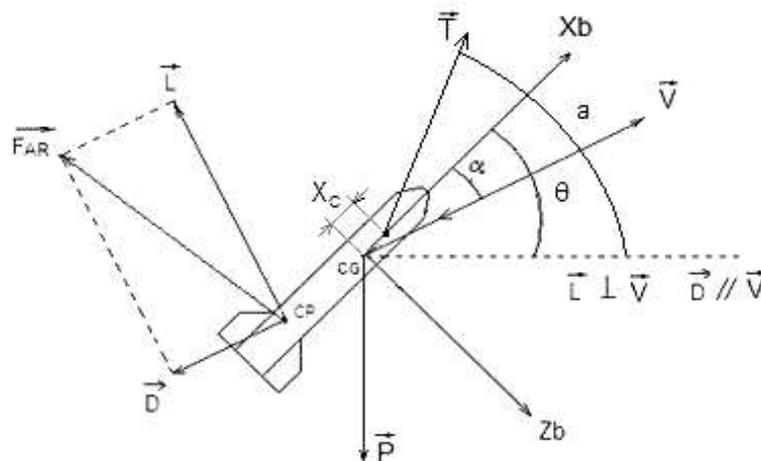
$$\mathbf{V}(\text{alvo/terra}) = [V_{\infty} + V_x] \hat{i} + V_z \hat{k}$$

Assim:

$$Y = \text{arctg} \frac{-V_z}{V_{\infty} + V_x}$$

A Figura 12 exibe as forças e os momentos atuando sobre o alvo aéreo.

Figura 12- Sistema de forças



Fonte: Próprio Autor

- Arrasto (D): é paralelo ao vetor $\mathbf{V}(\text{alvo/terra})$, com sentido contrário a este;
- Sustentação (L): é perpendicular ao vetor $\mathbf{V}(\text{alvo/terra})$; sua direção depende de α ;
- Peso (P): atua no Centro de Gravidade (CG) do corpo e aponta para baixo;

- Tração (T): Tração no cabo, aponta para a aeronave.

Aplicando a Segunda Lei de Newton em cada eixo:

$$\sum F_x = m \cdot a_x = m \cdot V'_x = m\ddot{x}$$

$$\sum F_y = m \cdot a_z = m \cdot V'_z = m\ddot{z}$$

$$\sum M_y = I_{yy} \cdot \ddot{\theta}$$

$$m\ddot{x} = -D\cos\gamma + T\cos\alpha - L\sin\gamma$$

$$m\ddot{z} = -T\sin\alpha - L\cos\gamma + D\sin\gamma + P$$

$$I_{yy} \cdot \ddot{\theta} = M_{\text{tração}} + M_{\text{aerodinâmico}}$$

Costuma-se representar a sustentação, o arrasto e o momento de arfagem (Maerodinâmico) em termos de coeficientes adimensionais da seguinte forma:

$$L = C_L q S_{ref}$$

$$D = C_D q S_{ref}$$

$$M_{\text{aerodinâmico}} = C_M q S_{ref} l_{ref}$$

Sendo C_L , C_D e C_M são, respectivamente, os coeficientes de sustentação, de arrasto e de momento de arfagem; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ é um termo chamado pressão dinâmica; S_{ref} e l_{ref} são uma área e comprimento de referência, respectivamente (ANDERSON JR, 2001).

Por fim, a tração no cabo pode ser modelada como uma mola com constante elástica \mathbf{K} [N/m], que depende do material de que é feito o cabo:

$$T = K \cdot (d - l_{cabo}), \quad \text{se } (d - l_{cabo}) > 0;$$

$$T = 0, \quad \text{se } (d - l_{cabo}) \leq 0.$$

Sendo $d = \sqrt{x^2 + z^2}$, e l_{cabo} é o comprimento não deformado do cabo utilizado no reboque

5 ANÁLISES

5.1 ESTABILIDADE DO CORPO

Como dito na seção 3.1.1 toda força aerodinâmica que atua no corpo pode ser substituída por uma força resultante que atua no Centro de Pressão (CP) do alvo. Tal força pode ser decomposta em duas componentes ortogonais, sendo uma paralela à Velocidade do Alvo em relação ao vento, e outra perpendicular a esse vetor, como ilustrado na Figura 13. A componente perpendicular ao vetor Velocidade é denominada Sustentação (L), e a componente paralela ao vetor Velocidade é denominada Arrasto (D).

Portanto, contanto que o CG do corpo esteja à frente do CP, esta distância é chamada de margem estática, conforme mostrado na Figura 12, a força aerodinâmica gerará um momento que tende a retornar o corpo à sua posição de equilíbrio.

Desta forma, quando um alvo esta sujeito a um acréscimo de ângulo de ataque (elevar o seu eixo de simetria em relação à horizontal), surge neste, um momento restaurador no sentido contrario de modo que este seu eixo volte ao estado inicial.

Matematicamente:

$$\frac{\partial(M_{ext})}{\partial\alpha} < 0$$

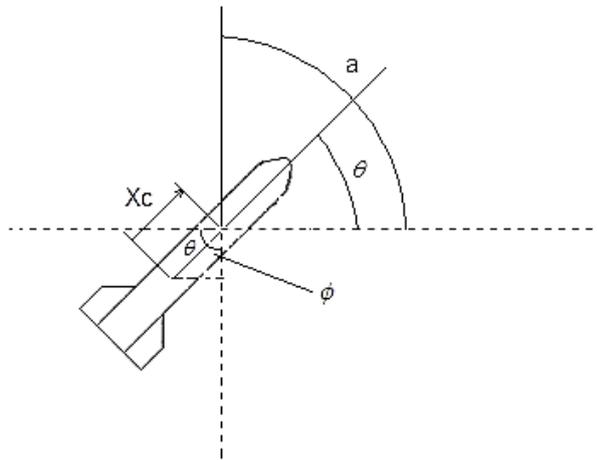
Contudo, existe outro tipo de perturbação não aerodinâmica oriunda do cabo que prende o alvo a aeronave. Caso este não esteja preso Centro de Gravidade do corpo, a tração gerada pelo cabo irá exercer um momento $M_{tração}$ sobre o corpo. Assim matematicamente temos:

$$\frac{\partial(M_{aerodinamico} + M_{tração})}{\partial\alpha} < 0$$

$$M_{aerodinamico} = C_M q S_{ref} l_{ref}$$

Para encontrar a $M_{tração}$ deve ser feita a seguinte analise:

Figura 13 – Relação entre os ângulos



Fonte: Próprio Autor

$$a = \theta + \phi$$

$$\phi = a - \theta$$

Isto implica que:

$$M_{\text{tração}} = T \cdot X_c \cdot \text{sen}(a - \theta)$$

$X_c > 0$: Cabo preso a frente do CG

$X_c < 0$: Cabo preso atrás do CG

Seja $D = X_c \cdot \text{sen}(a - \theta)$ (braço do momento provocado pela tração do cabo; não confundir com o arrasto neste caso). Para uma variação $\Delta\alpha$, temos:

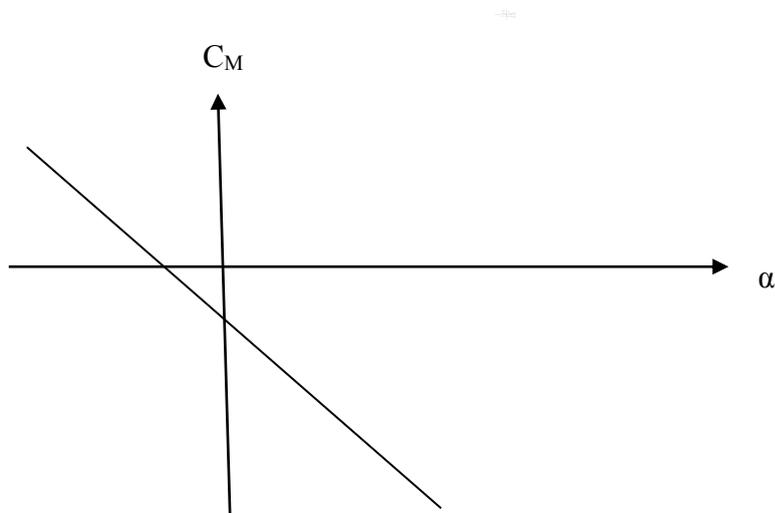
$$M_{\text{tração}} = \Delta T \times D$$

Desta forma:

$$\frac{\Delta T}{\Delta \alpha} < -\frac{C_M q S_{\text{ref}} l_{\text{ref}}}{D}$$

Considerando o alvo aerodinamicamente estável temos que $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} < 0$, conforme a Figura 14.

Figura 14 – Variação do Coeficiente de Momento de Arfagem para um corpo aerodinamicamente estável.



Fonte: Próprio Autor

Assim de acordo com a equação temos que a melhor ponto de fixação do cabo é no Centro de Gravidade, pois para $D = 0$, temos:

$$\frac{\Delta T}{\Delta \alpha} < -\frac{C_M q S_{\text{ref}} l_{\text{ref}}}{0}$$

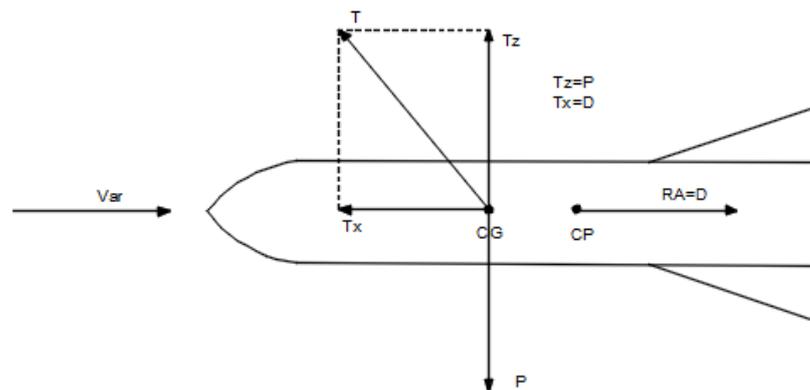
$$\frac{\Delta T}{\Delta \alpha} < -\infty$$

Portanto, se o cabo estiver no CG, ele pode admitir qualquer tração e ainda assim o alvo permanecerá estável.

Desta forma é possível afirmar que o alvo vai sempre alcançar a posição de equilíbrio com um ângulo de ataque (α) igual 0 se o cabo estiver preso ao CG, independente da

geometria do perfil, desde que este seja simétrico em relação a direção da velocidade do ar, ou seja, o escoamento de ar seja igualmente distribuído pelo corpo, de maneira que as componentes aerodinâmicas capazes de produzir momento se anulem. Portanto, se o cabo estiver preso ao CG não haverá nenhum momento perturbador que tente variar o ângulo α e se o corpo for simétrico o alvo encontra uma posição de equilíbrio como mostrado na Figura 15, ou seja, o somatório de forças e momentos é igual 0, quando este se encontrar na posição em que o escoamento atinge o alvo na mesma direção de seu eixo de simetria longitudinal, em outras palavras quando α é igual a 0, no sistema de coordenadas estudado isso significa que X_b fica paralelo ao eixo x.

Figura 15– Estabilidade Horizontal



Fonte: Próprio Autor

Contudo se o cabo estiver preso fora do CG, surge no alvo então um momento de tração como explicado anteriormente, este momento tende a fazer com que o ângulo α varie, assim o ar já não atinge o corpo com velocidade paralela a seu eixo longitudinal de simetria, portanto o escoamento se divide de maneira desigual ao longo do perfil gerando gradientes de pressão que criam uma resultante aerodinâmica capaz de produzir um momento aerodinâmico que se equilibre com o momento de tração, desta forma a força de tração vai variando o ângulo α até um valor de α em que o escoamento esteja dividido desigualmente de maneira a surgir uma força aerodinâmica capaz de produzir um momento igual ao momento de tração, conforme ilustrado na Figura 16:

Figura 16 – Estabilidade com α não nulo

Fonte: Próprio Autor

Neste caso as forças T , RA e P se anulam e os momentos que as forças Rzb e Tzb produzem se anulam, portanto, o corpo está em equilíbrio, note que Rzb e Rxb não são sustentação e arrasto, mas sim a Resultante Aerodinâmica decomposta em relação aos eixos longitudinal (Xb) e transversal (Zb).

A partir da análise feita nesta seção entende-se que a posição do CP, não vai ter nenhuma influência na estabilidade do alvo, caso este seja simétrico em relação a direção do escoamento e o cabo esteja preso no CG, assim a posição do CP apenas passa a ser relevante quando existe uma força não aerodinâmica que tenda a alterar o ângulo α , no caso a tração, pois quanto maior a margem estática, maior o Maer produzido a fim de equilibrar o alvo.

5.1.1 Condição de Equilíbrio

Na condição de equilíbrio, com o alvo em repouso em relação à aeronave, temos que $\Theta'=0$, $V_x=0$, $V_z=0$, $\theta''=0$, x'' , $z''=0$. Dessa forma, segue que:

$$mx'' = -D\cos\Upsilon - T\frac{x}{d} - L\sin\Upsilon \quad (1)$$

$$mz'' = -T\frac{z}{d} - L\cos\Upsilon + D\sin\Upsilon + P \quad (2)$$

$$I_{yy}\cdot\theta'' = Maer + T\cdot X_c\cdot\sin(\alpha-\theta) \quad (3)$$

$$\Upsilon = \arctg \frac{0}{V_\infty + 0} = 0$$

Logo:

$$0 = -D - T \frac{x}{d} \quad (4)$$

$$0 = -T \frac{z}{d} - L + P \quad (5)$$

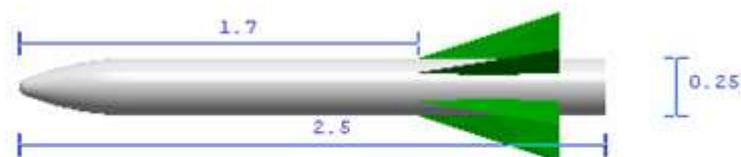
$$0 = M_{\text{aer}} + T \cdot X_c \cdot \text{sen}(a - \theta) \quad (6)$$

As equações (4), (5) e (6) podem ser resolvidas simultaneamente por meio de métodos numéricos para encontrar x , z e θ na condição de equilíbrio para uma dada velocidade de voo V_∞ e posição X_C da corda.

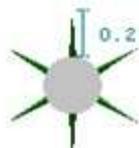
a. Características Físicas e Aerodinâmicas do Alvo

O alvo utilizado como parâmetro neste estudo foi o TRX-11, do conjunto de alvos “HUTTS”, fabricado pela empresa Hayes International Corporation. (HAYES, [199-?] e LUCAS et al, 1992)

Figura 17 - Dimensões do alvo considerado nas simulações.



Dimensões em Metros



Fonte: Próprio Autor

Posição do CG: $X_{cg} = 1\text{m}$ em relação ao bico

Massa do alvo: 30kg

Velocidade de operação: entre 128,61 m/s e 231,5 m/s.

Os coeficientes aerodinâmicos foram obtidos a partir do software MISSILE DATCOM (BLAKE, 1998). Esses dados foram exibidos na Tabela 1.

Tabela 1 - Valores de C_L , C_D e C_M conforme o ângulo de ataque.

Ângulo de Ataque (graus)	C_L	C_D	C_M
0	0,00	0,30	0,00
2	0,53	0,32	-1,74
4	1,13	0,38	-3,73
6	1,75	0,48	-5,80
8	2,40	0,64	-7,97
10	3,07	0,84	-10,22
12	3,74	1,09	-12,52
14	4,40	1,39	-14,80

Fonte: Próprio Autor

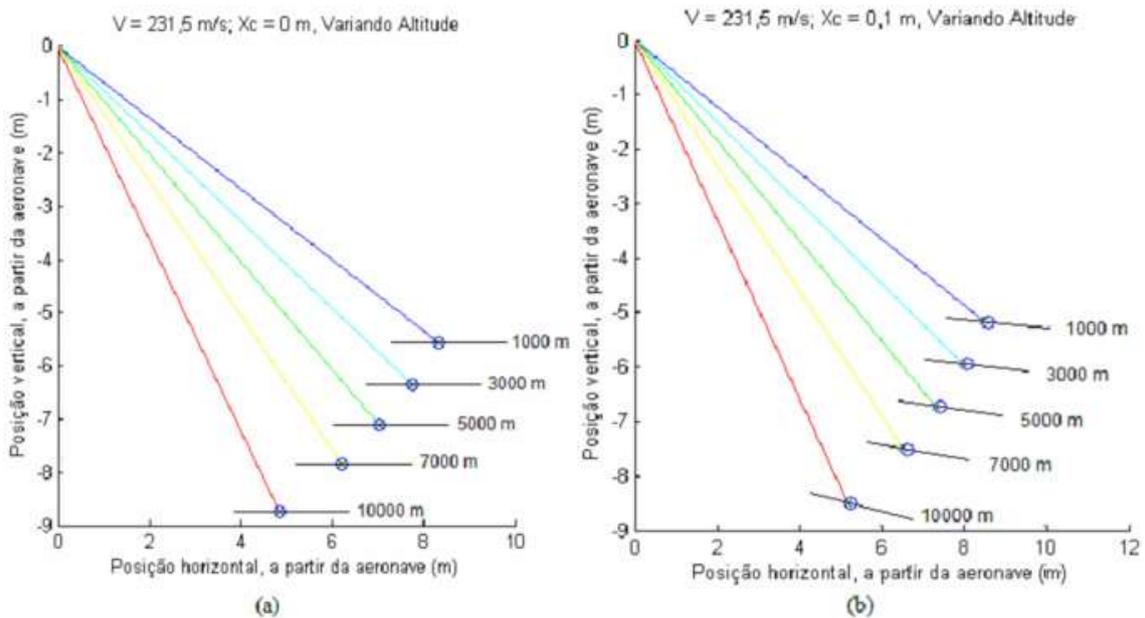
Considerou-se que o alvo esta preso à aeronave por um cabo de aço de 10m de comprimento, 4 mm de diâmetro e cujo Módulo de Young (E) longitudinal vale 210 GPa (valor para o aço; UNICAMP, [201-?]).

O momento de inércia do alvo foi calculado através da fórmula, aproximando para uma barra delgada, cujo valor foi 15,625 kg.m².

6 RESULTADOS PARA CONDIÇÃO DE EQUILÍBRIO DO ALVO AÉREO

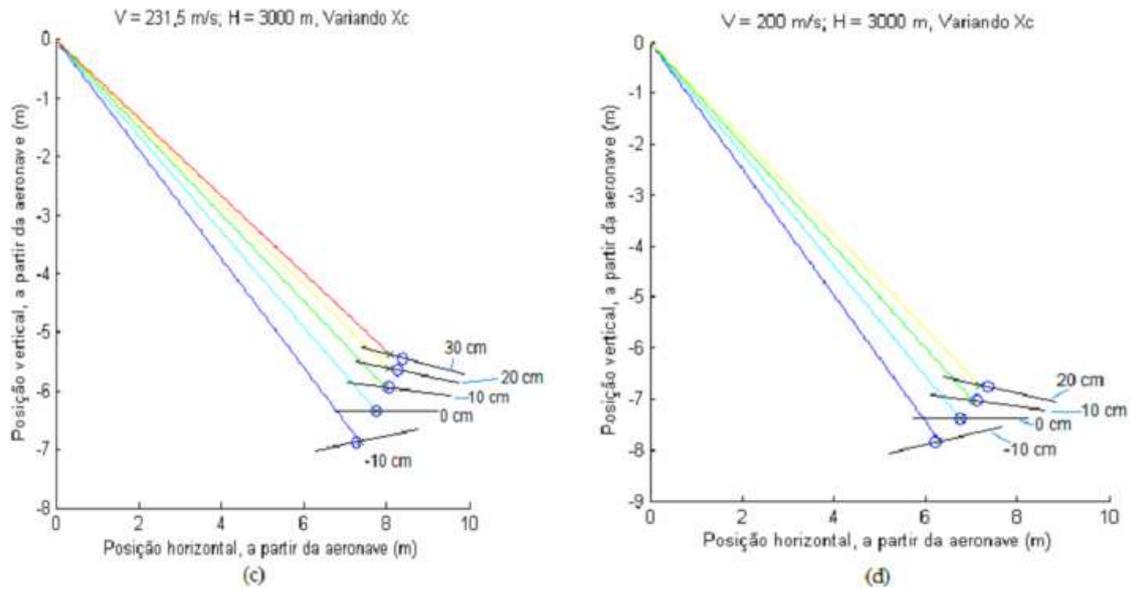
Considerando as equações (4), (5) e (6), foi feito no MATLAB 7.6.0 um programa que resolve as equações de equilíbrio, isto é, calcula as posições X e Z do alvo, bem como seu ângulo na condição de equilíbrio, utilizando a função **fsolve**. As Figuras 18, 19 e 20 mostram os resultados encontrados. (a) e (b) mostram o efeito da variação de altitude; (c) e (d), o efeito da posição X_c ; e (e) e (f), o efeito da velocidade de voo.

Figura 18 –Avaliando a Influência da Altitude



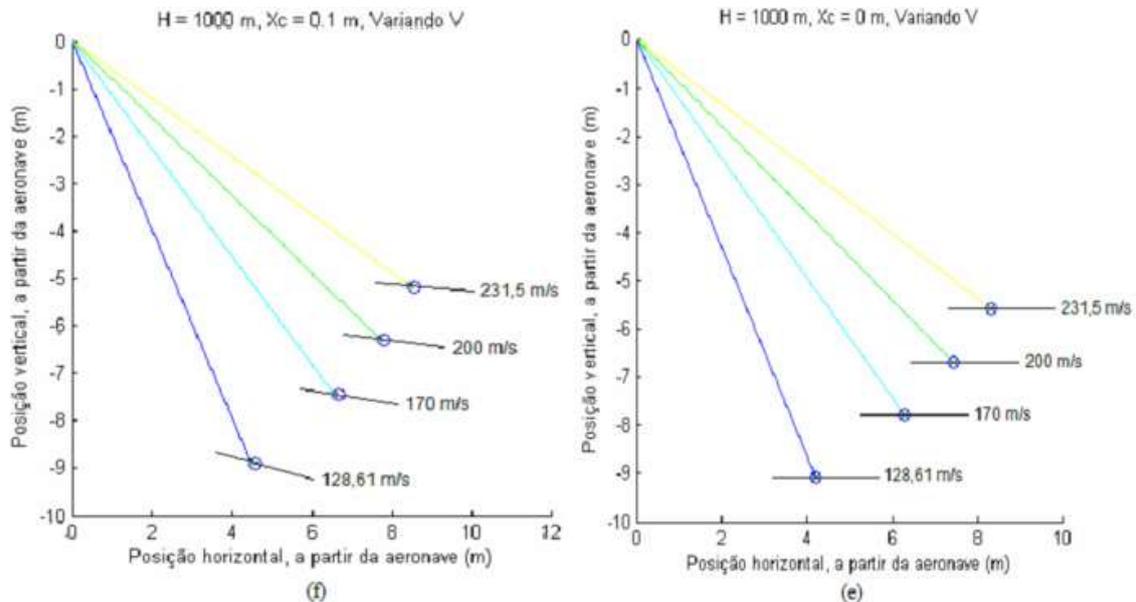
Fonte: Próprio Autor

Figura 19 –Avaliando a Influência da Posição de X_c



Fonte: Próprio Autor

Figura 20 –Avaliando a Influência da Velocidade



Fonte: Próprio Autor

Ao analisar as posições do alvo na Figura 18, nota-se que para altitudes mais baixas, os valores de Z e X aumentam. Isso ocorre porque em uma altura menor temos uma maior densidade do ar e conseqüentemente maior arrasto. Dessa forma, para equilibrar esse aumento

de arrasto, a tração do cabo se inclina mais para a frente, o que desloca a posição de equilíbrio do alvo mais para trás. O mesmo ocorre elevando a velocidade na Figura 20, pois o arrasto também aumenta, causando um efeito análogo.

Observou-se também que o alvo se torna mais estável ao aumentar a velocidade, já que isso provoca um aumento no momento aerodinâmico, permitindo que o alvo produza um mesmo momento aerodinâmico com uma inclinação menor.

Percebeu-se na Figura 19, que quando X_c é igual a 0 (cabo preso no CG), o alvo não possui inclinação na posição de equilíbrio, como era esperado. Da mesma forma, ao variarmos o X_c o alvo encontra uma posição de estabilidade com valores de diferentes de 0, aumentando

Conforme aumenta o X_c . Vale ressaltar que foi considerado que quando este ângulo ultrapassa o ângulo crítico de 14° , o alvo a sustentação deixa de ser linear e o alvo entra em estol antes de se equilibrar, não tendo assim posição de equilíbrio. Isso aconteceu para alguns dos casos simulados, como por exemplo $V = 200$ m/s, $H = 3000$ m, $X_c = 0.3$ m; motivo pelo qual este caso não foi representado na Figura 3 (d).

Dessa forma, a fim de tornar o alvo mais estável, pode-se tentar aumentar a Margem Estática, assim entendido como a distância entre o CP (Centro de Pressão) e o CG. Assim, a Força Aerodinâmica terá um braço de momento maior, resultando num maior $Maer$ para um mesmo. Para fazer isso, podem-se aumentar as empenas, deslocá-las mais para trás, colocar um lastro ou concentrar todos os dispositivos contidos no alvo o mais para frente possível.

Outra forma de melhorar a estabilidade do alvo seria aumentar S_{ref} e l_{ref} ; isso, no entanto implicaria em um alvo maior e, portanto, mais pesado. Assim devemos levar em consideração um equilíbrio entre tamanho do alvo e a limitação de seu peso.

7 COMPORTAMENTO DINÂMICO DO ALVO

Para estudar o comportamento dinâmico do alvo (fora do equilíbrio), construiu-se um programa no MATLAB 7.6.0 que resolve as equações diferenciais (1) (2) e (3) e que fornece os valores de X , Z , θ , V_x , V_z , ω , utilizando a função ODE45 (Método de Runge-Kutta de quarta ordem).

A Tabela 2 lista as diferentes condições de voo que foram simuladas utilizando o referido programa. Em todos os casos, a posição inicial do alvo aéreo foi a seguinte:

$$X_0 = 0 \text{ m}$$

$$Z_0 = 10 \text{ m (10 m abaixo da aeronave)}$$

$$\theta_0 = 0^\circ$$

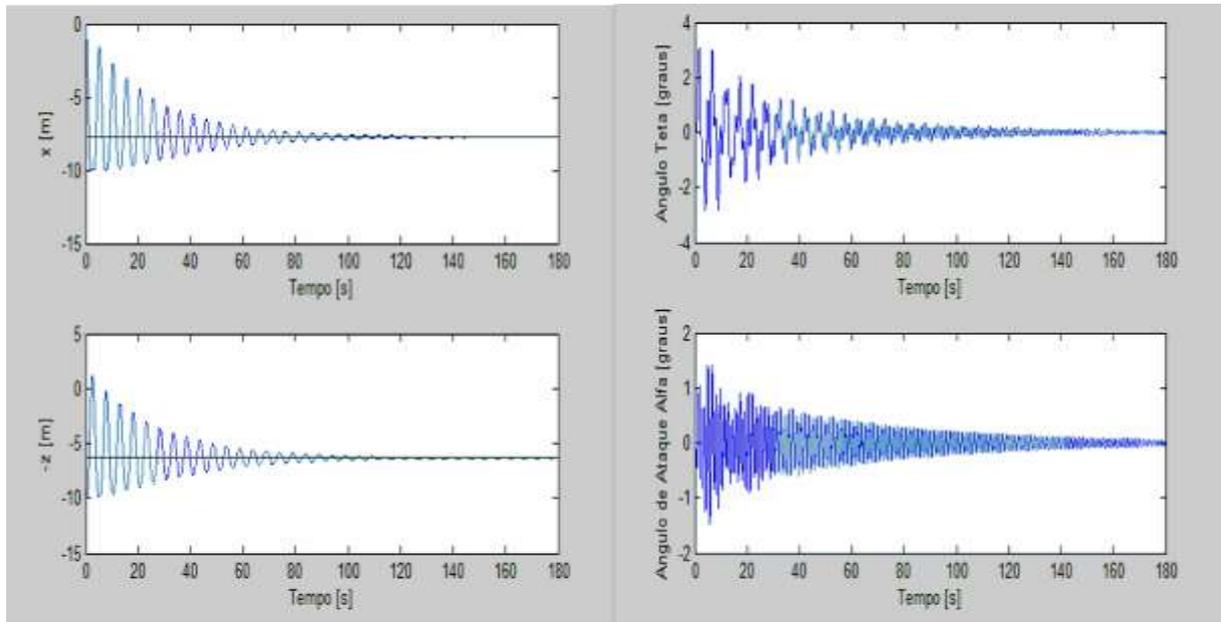
Tempo de simulação: 180 segundos

Quadro 1 - condições de voo utilizadas nas simulações.

Condição de Voo	H (m)	Xc (cm)	V _{anv} (m/s)	Finalidade
1	3000	0	231,50	Referência
2	3000	0	128,61	Influência da velocidade
3	3000	30	231,50	Influência de X _c
4	3000	10	128,61	Influência de X _c + velocidade
5	10000	10	231,50	Influência da altitude

Fonte: Próprio Autor

Figura 21 – Variação das posições do X e -Z alvo, bem como dos ângulos de arfagem (θ) e de ataque (α) ao longo do tempo na Condição 1.

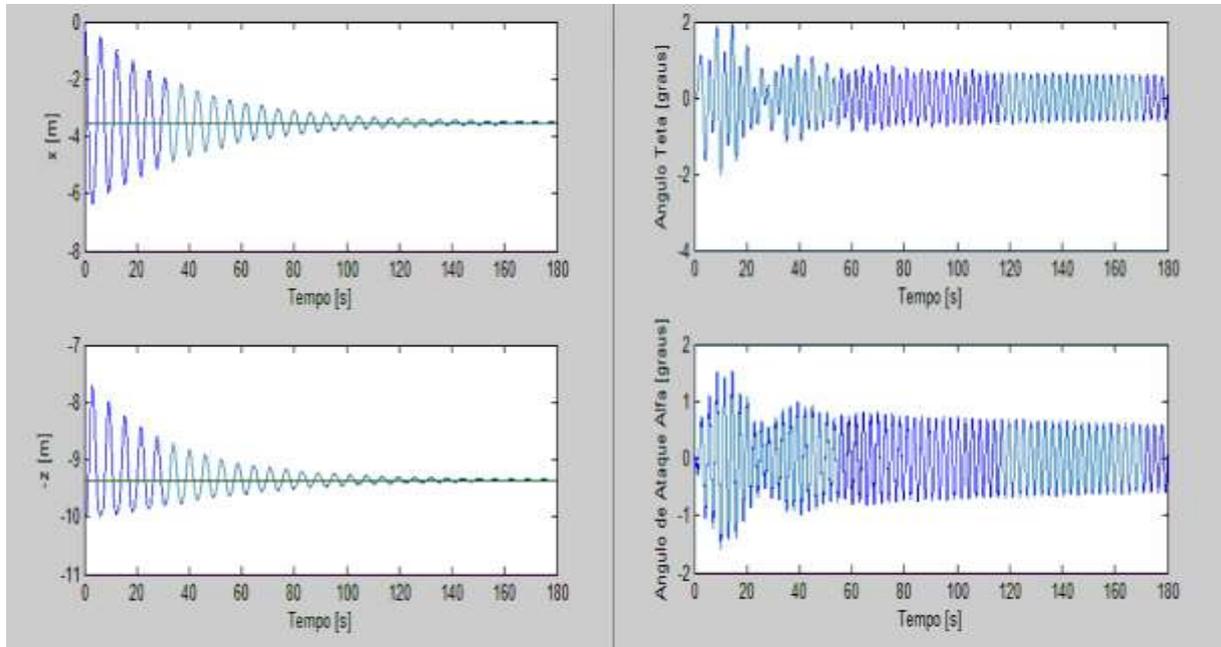


Fonte: Próprio Autor

Dados obtidos:

- Tempo para estabilização da posição do alvo (X e Z): aprox. 100 s
- Tempo para estabilização dos ângulos de arfagem e de ataque (θ e α): aprox. 160 s
- Ângulos θ e α de pico: aprox. 3° e $1,5^\circ$, respectivamente.

Figura 22– Variação das posições do X e -Z alvo, bem como dos ângulos de arfagem (θ) e de ataque (α) ao longo do tempo na Condição 2.

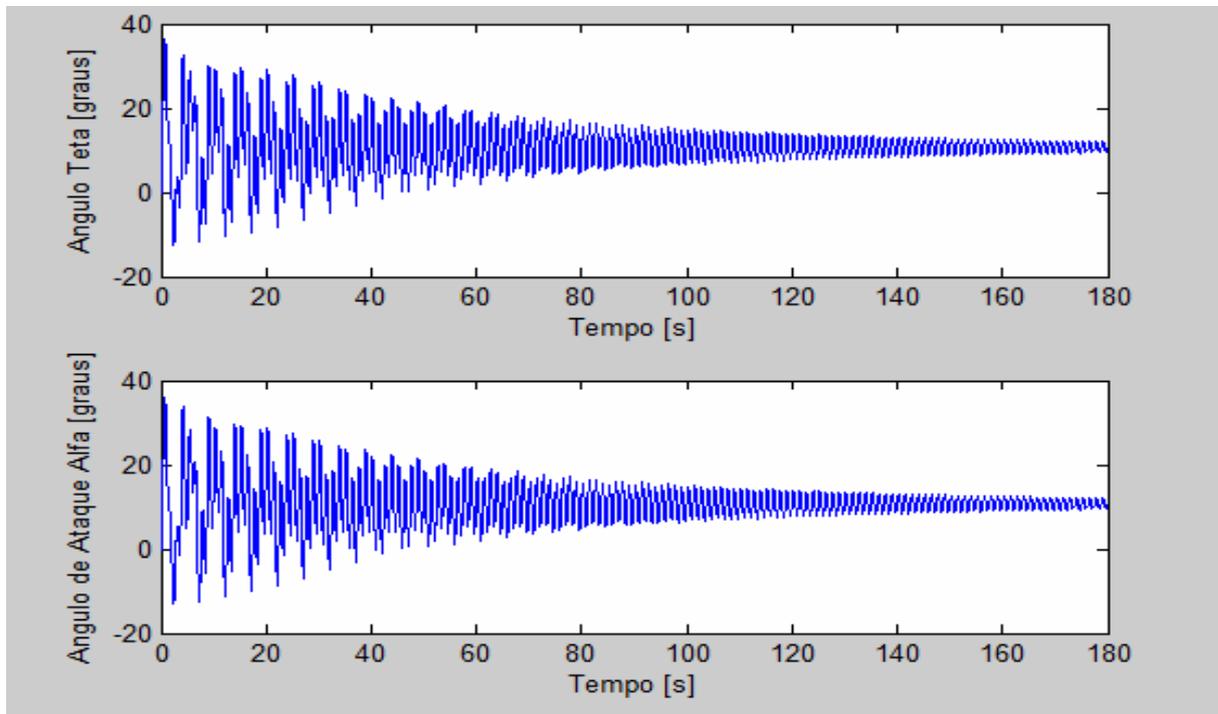


Fonte: Próprio Autor

Dados obtidos:

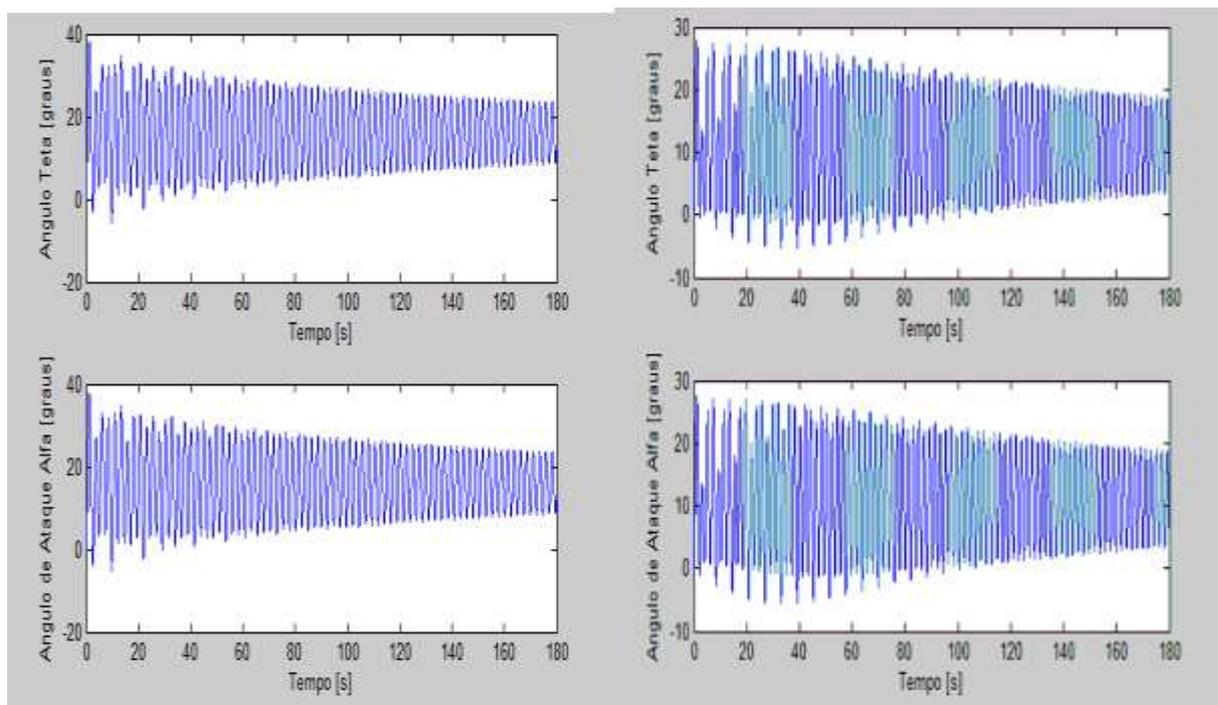
- Tempo para estabilização da posição do alvo (X e Z): aprox. 150 s
- Tempo para estabilização dos ângulos de arfagem e de ataque (θ e α): maior que 180 s
- Ângulos θ e α de pico: aprox. 2° e $1,5^\circ$, respectivamente

Figura 23–Variação dos ângulos θ e α em função do tempo na Condição 3.



Fonte: Próprio Autor

Figura 24 – Variação dos ângulos θ e α em função do tempo. (a) Condição 4; (b) Condição 5



Fonte: Próprio Autor

8 ANÁLISE DOS RESULTADOS

Na Condição 1, o alvo atinge o ponto de equilíbrio mais rapidamente que na Condição 2, devido à velocidade maior gerar uma maior pressão dinâmica no alvo, tornando o momento de arfagem aerodinâmico mais intenso. Observa-se na Condição 2 que os ângulos θ e α encontram uma maior dificuldade para estabilizar, também devido ao momento aerodinâmico gerado ser menor.

Nas Condições 3, 4 e 5, os resultados mostram que o alvo provavelmente entraria em estol nestas condições de voo: os ângulos atingidos são superiores a 15° . No caso 4, a velocidade baixa aliada à posição deslocada do X_c faz com que a pressão dinâmica não conceda um momento restaurador suficiente para equilibrar o momento do cabo. Na Condição 5, apesar de a velocidade de voo ser maior, a diminuição da densidade devido à alta altitude não fornece pressão dinâmica suficiente, gerando um efeito análogo ao da redução de velocidade.

9 CONCLUSÃO

Neste trabalho construímos uma simulação baseada nas equações que definem as posições e velocidades do alvo. Desta forma, foi possível diretamente obter várias informações a respeito das influências de fatores como altitude, velocidade de voo e ponto de fixação da corda sobre o comportamento do alvo. As simulações também mostraram que dependendo da combinação de altitude, velocidade de voo e ponto de fixação da corda, o alvo pode não conseguir convergir para um ponto de equilíbrio, pois os ângulos são maiores que o ângulo de estol. Isso mostra que a margem estática do alvo influencia diretamente no seu envelope de voo. Por fim, as simulações dinâmicas mostraram que, ainda que determinadas condições de voo possuam uma condição de equilíbrio possível (sem exceder ângulo de estol), seu comportamento dinâmico pode ser indesejável em termos de excesso de oscilação de ângulo de ataque, como visto nas condições 3, 4 e 5 (Figuras 21 e 22).

REFERÊNCIAS

AIR AFFAIRS AUSTRALIA. **Target towing**. Disponível em <http://www.airaffairs.com.au/target_towing.html>. Acesso em: 30 jun. 2013.

ANDERSON JR., J.D. **Fundamentals of aerodynamics**. 3. ed. Boston, MA: McGraw-Hill, 2001. 892 p. (McGraw-Hill series in Aeronautical and Aerospace Engineering). ISBN 0-07-237335-0.

AULD, D.J.; SRINIVAS, K. **Aerodynamics for students**, University of Sydney, [200?], Disponível em : <http://wwwmdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/atmos/atmos.html>. Acesso em: 19 fev. 2014.

BLAKE, W.B. **Missile datcom**: user's manual. 1997 FORTRAN 90 REVISION, Ohio, Estados Unidos, Wright-Patterson Air Force Base, 1998.

HAYES INTERNATIONAL CORPORATION. **Hayes universal tow target system (HUTTS)**: Tow Target Description. Leeds, AL, Estados Unidos: Hayes International Corporation, Targets Division, [199-?]. 49p. Manual de descrição do Sistema de Alvos HUTTS.

LANGHAM DOME. **Towing the line**. Disponível em <<https://langhamdome.org/about-raf-langham/active-airfield/aa-co-operation-towing-the-line>>. Acesso em: 22 out 2016.

LAMA, L.F.M.G. Estudo da Estabilidade em Voo de um Alvo Aéreo Rebocado por uma Aeronave Mãe. In: ENCONTRO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DO IAE, 9., 2013, São José dos Campos. **Anais...** São José dos Campos: IAE, 2013. Disponível em: <http://www.iae.cta.br/pibic/relatorios/ENIC_2013/Luis%20Fernando%20Marcondes%20Garon%20Lama.pdf>. Acesso em: 19 fev. 2014.

LUCAS, M.A. et al. **The radar cross sections of hayes TRX-11, TPT-5^a and TPT-5L Towed Targets**. Melbourne: Australian Government Publishing Service, 1992. (AD-A260 095).

MONASH UNIVERSITY. **Hargrave**. Disponível em <http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/images/n23_350.jpg>. Acesso em: 20 out 2016
Ohio

NASA. **Lift formula**. Disponível em <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/WindTunnel/Activities/lift_formula.html>. Acesso em: 25 nov 2016

RIBEIRO, F.A. **Análise aerodinâmica de perfis de asa para aeronaves experimentais tipo JN-1**. 2011. 95 f. . Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2011.

SCHMAEDECKE, A.L.; ESTEVES, C.H.M.S.; DUARTE, G.F.R. **Simulações balísticas** fev. a jul. 2013. Notas de aula da disciplina AA-805 do Curso de Extensão em Armamento Aéreo. Arquivo em Powerpoint.

UNICAMP. **Propriedade dos materiais**. Notas de Aula, [201?]. Disponível em: <[Http://webensino.unicamp.br/disciplinas/EM423056120/apoio/3/propriedades_dos_materiais_EM_423_UNICAMP.pdf](http://webensino.unicamp.br/disciplinas/EM423056120/apoio/3/propriedades_dos_materiais_EM_423_UNICAMP.pdf)>. Acesso em 19 fev 2014.