

---

# Engenharia de Ensaios em Vôo

Prof. Paulo Iscold – Centro de Estudos Aeronáuticos  
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica  
Universidade Federal de Minas Gerais

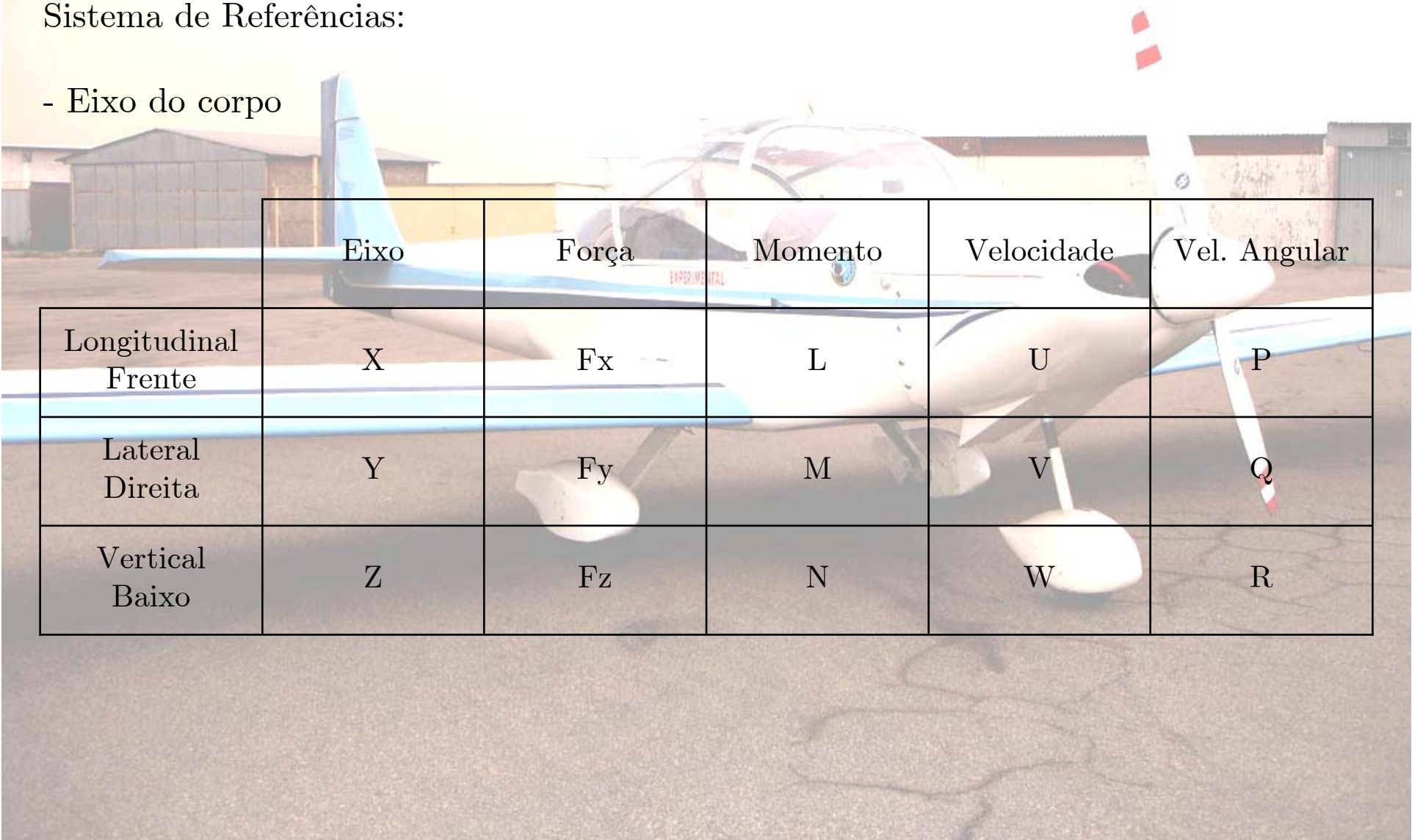
## Parte II – Estabilidade e Controle

Atualizada em 10/03/2008

# Estabilidade e Controle

Sistema de Referências:

- Eixo do corpo



	Eixo	Força	Momento	Velocidade	Vel. Angular
Longitudinal Frente	X	$F_x$	L	U	P
Lateral Direita	Y	$F_y$	M	V	Q
Vertical Baixo	Z	$F_z$	N	W	R

# Estabilidade e Controle

---

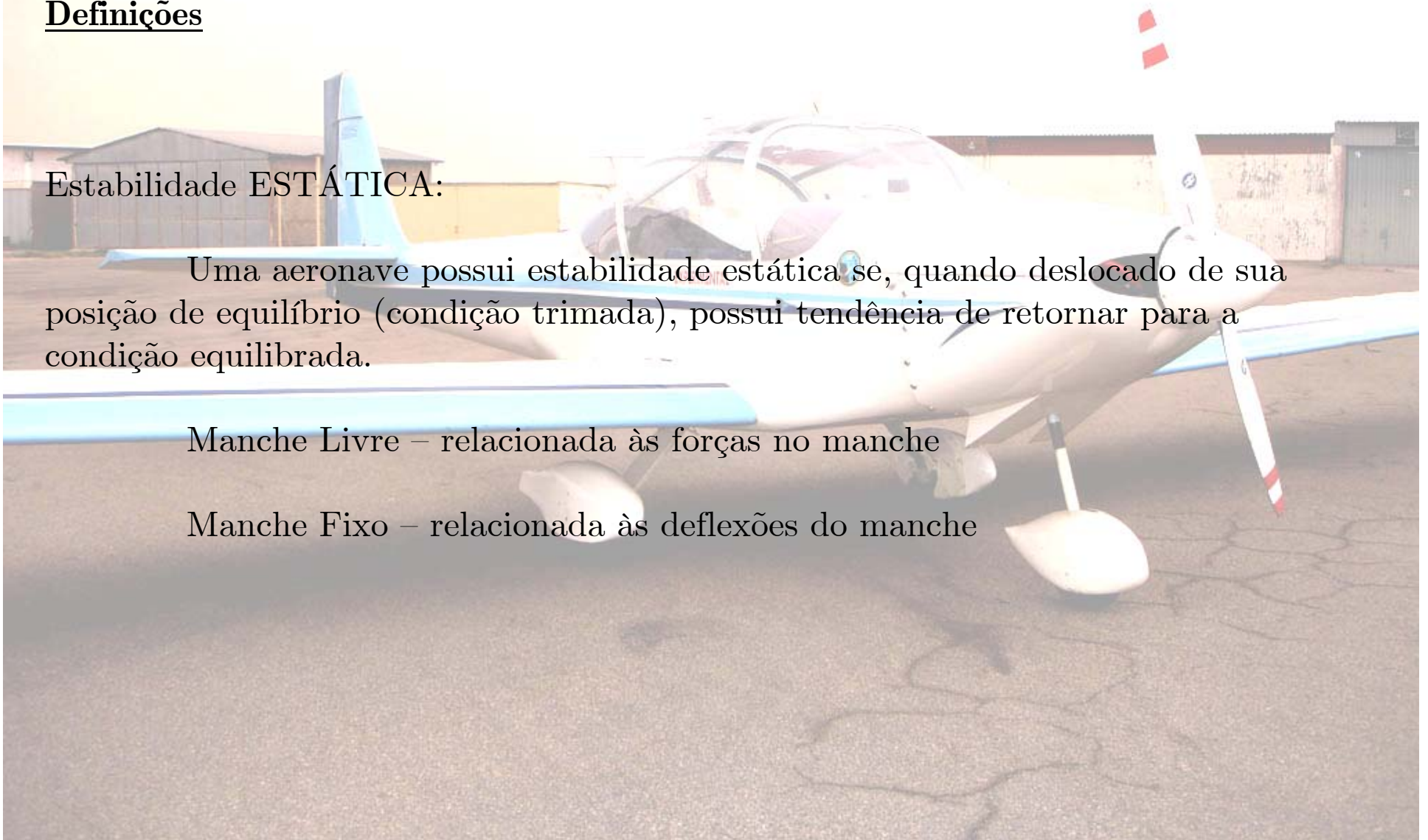
## Definições

Estabilidade ESTÁTICA:

Uma aeronave possui estabilidade estática se, quando deslocado de sua posição de equilíbrio (condição trimada), possui tendência de retornar para a condição equilibrada.

Manche Livre – relacionada às forças no manche

Manche Fixo – relacionada às deflexões do manche



# Estabilidade e Controle

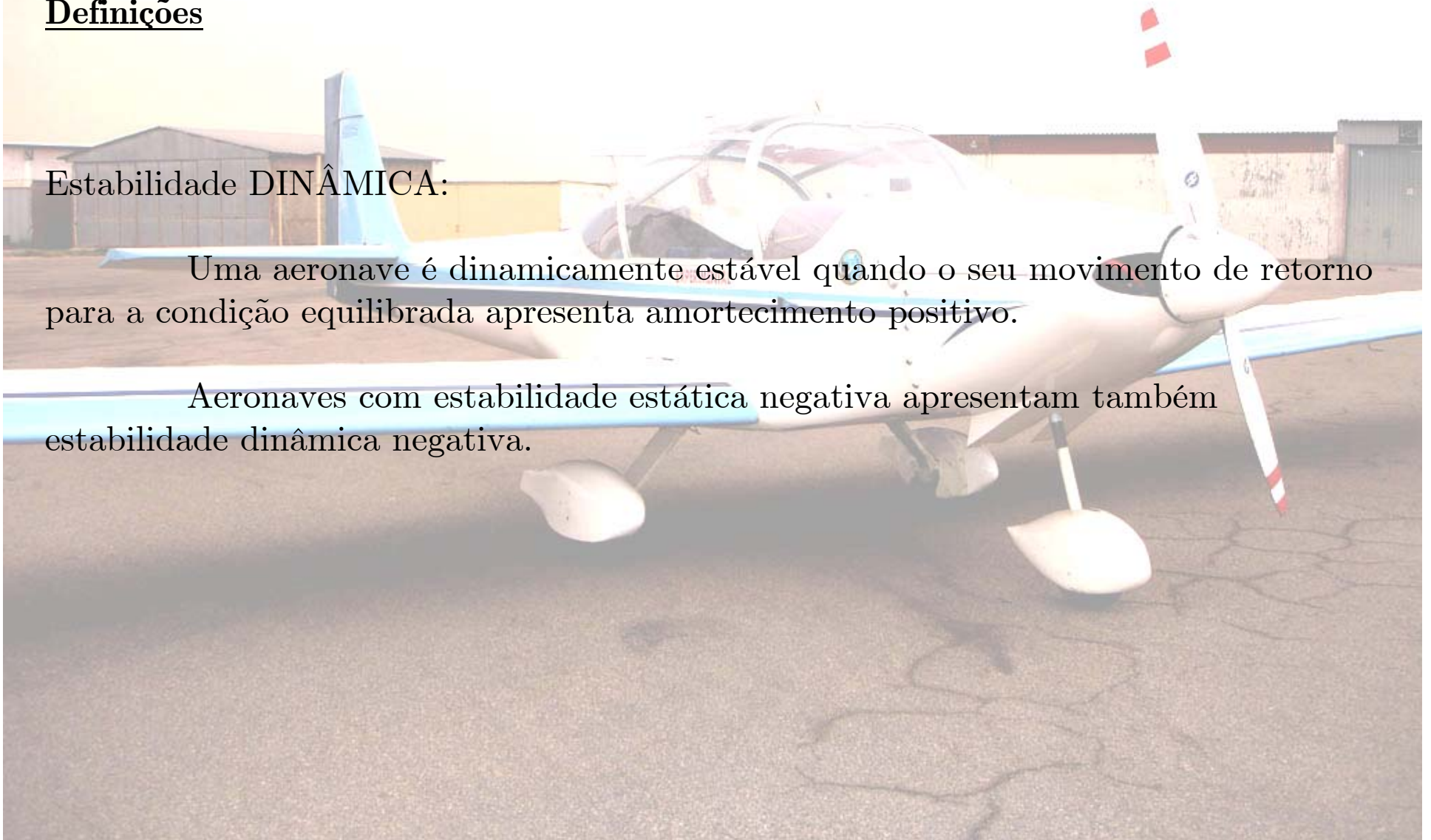
---

## Definições

Estabilidade DINÂMICA:

Uma aeronave é dinamicamente estável quando o seu movimento de retorno para a condição equilibrada apresenta amortecimento positivo.

Aeronaves com estabilidade estática negativa apresentam também estabilidade dinâmica negativa.



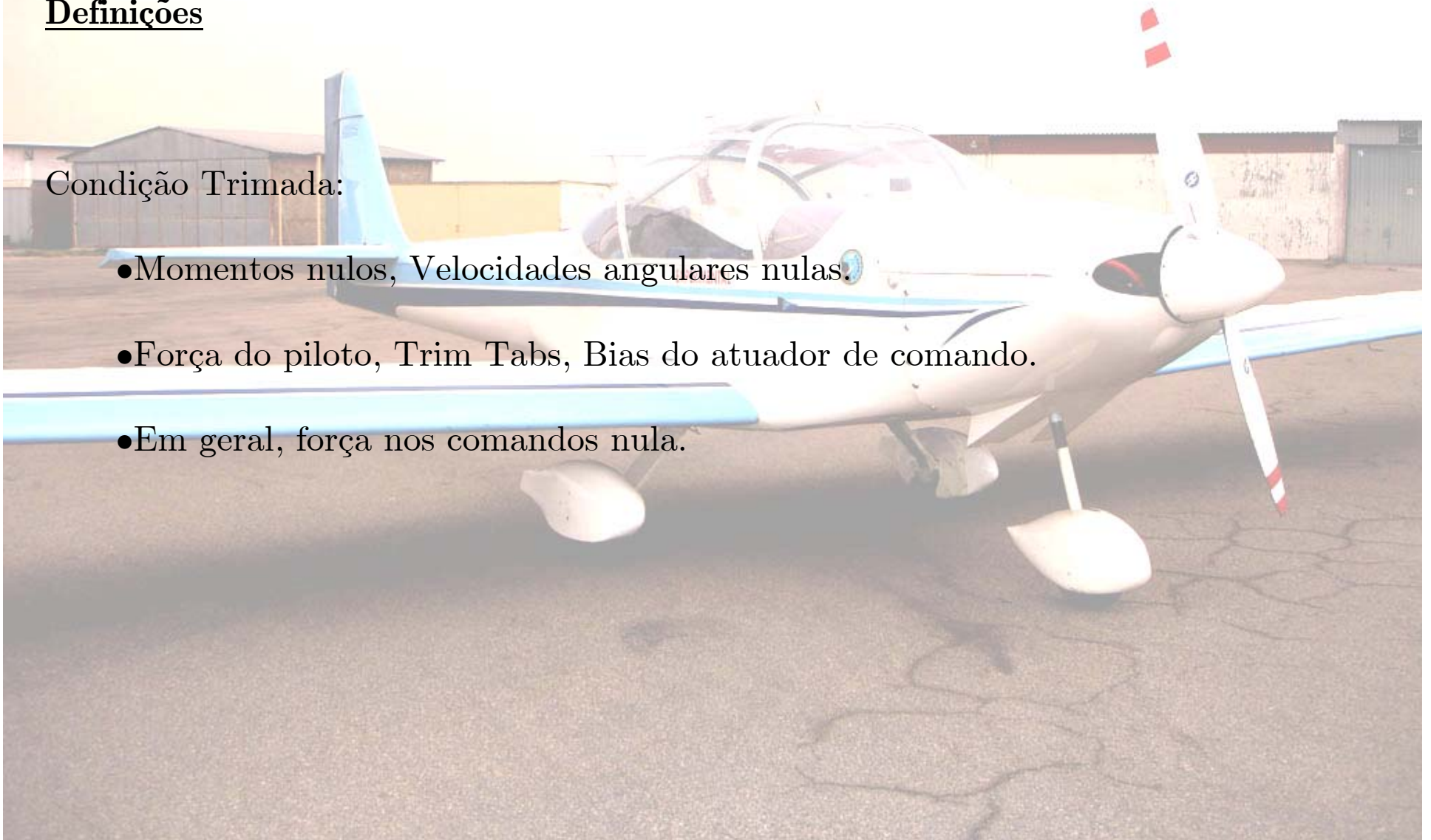
# Estabilidade e Controle

---

## Definições

Condição Trimada:

- Momentos nulos, Velocidades angulares nulas.
- Força do piloto, Trim Tabs, Bias do atuador de comando.
- Em geral, força nos comandos nula.



# Estabilidade e Controle

---

## Definições

Controlabilidade:

- Habilidade da aeronave em responder aos movimentos do sistema de comandos.

**Relações entre estabilidade e controlabilidade.**



# Estabilidade e Controle

---

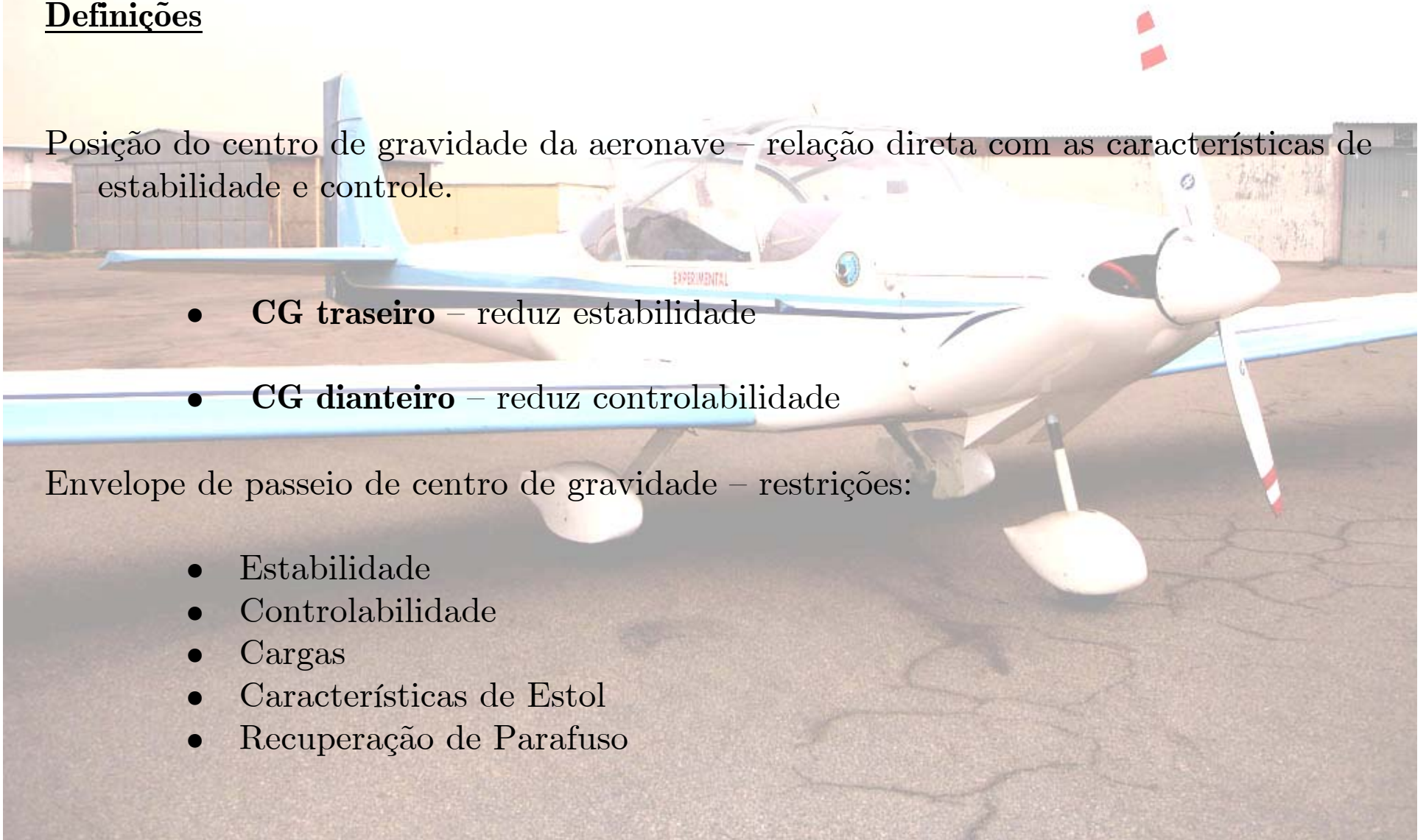
## Definições

Posição do centro de gravidade da aeronave – relação direta com as características de estabilidade e controle.

- **CG traseiro** – reduz estabilidade
- **CG dianteiro** – reduz controlabilidade

Envelope de passeio de centro de gravidade – restrições:

- Estabilidade
- Controlabilidade
- Cargas
- Características de Estol
- Recuperação de Parafuso



# Estabilidade e Controle

---

## Definições

### Sistema de comando

- Atrito
- Engrasamento
- Força de *Breakout*
- Sensibilidade do Piloto



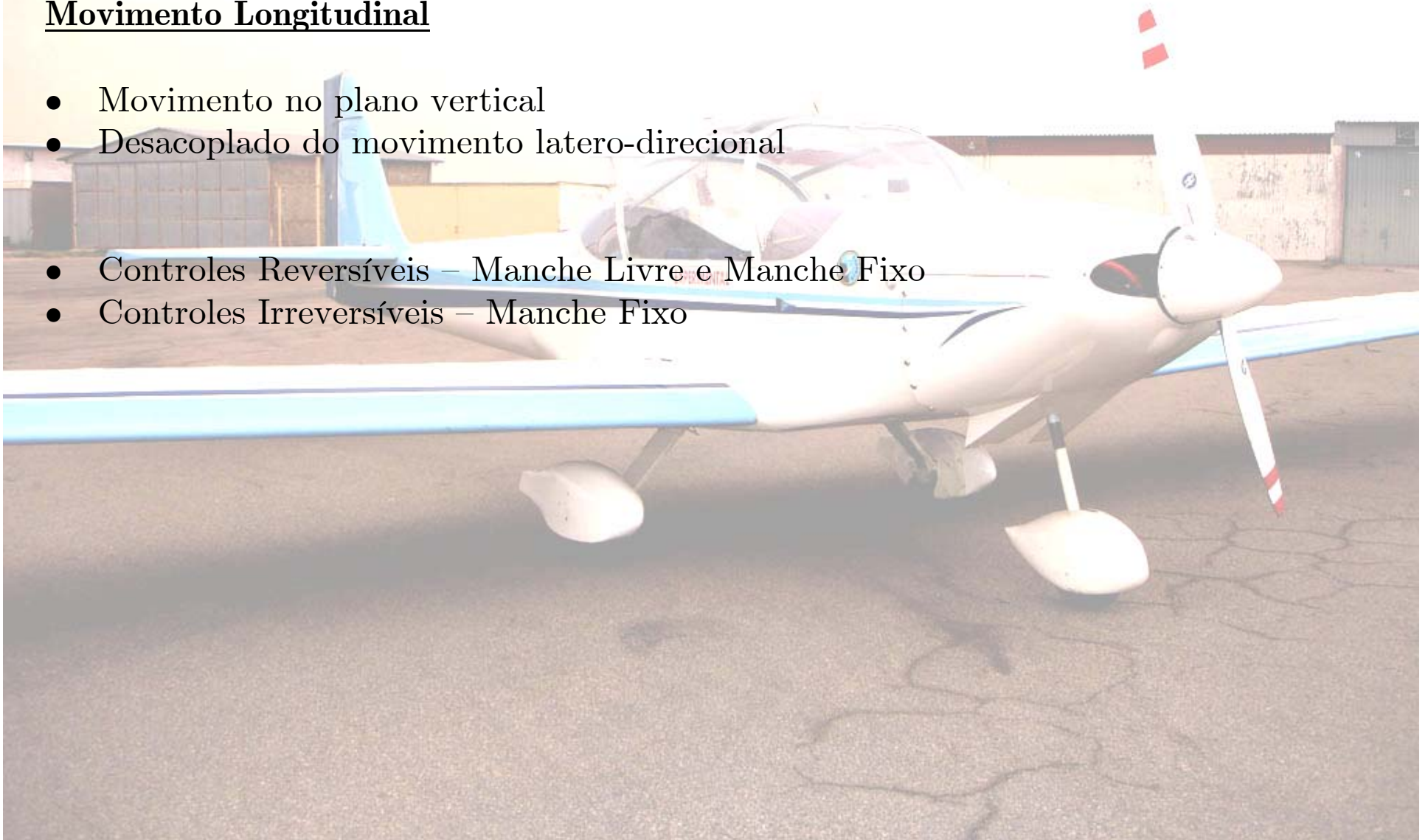


# Estabilidade Longitudinal Estática

---

## Movimento Longitudinal

- Movimento no plano vertical
- Desacoplado do movimento latero-direcional
- Controles Reversíveis – Manche Livre e Manche Fixo
- Controles Irreversíveis – Manche Fixo



# Estabilidade Longitudinal Estática

## Movimento Longitudinal – Manche Fixo

Profundor não pode ser movimentar devido ao escoamento de ar ao seu redor.

Nesta condição a análise do momento aerodinâmico da aeronave pode ser feita através do somatório dos momentos aerodinâmicos de todos os componentes da aeronave.

Todos os componentes da aeronave (convencional) apresenta variação do momento com variação da sustentação (ângulo de ataque) positivo, com exceção da empenagem horizontal.

$$C_{mCG} = C_{mAC} + \frac{x_a}{\bar{c}} C_L + (C_m)_{fus} + (C_m)_{nac} - a_t \alpha_t \bar{V}_H \eta_T$$

$$\frac{dC_{mCG}}{dC_L} = \frac{x_a}{\bar{c}} + \left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{fus} + \left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{nac} - \left( \frac{a_t}{a_w} \right) \bar{V}_H \eta_T \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

# Estabilidade Longitudinal Estática

## Movimento Longitudinal – Manche Fixo

$$\frac{dC_{mCG}}{dC_L} = \frac{x_a}{\bar{c}} + \left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{fus} + \left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{nac} - \left( \frac{a_t}{a_w} \right) \bar{V}_H \eta_T \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

A alteração do CG da aeronave (para traz) faz com que o termo referente a asa se torne positivo. Se esta parcela fizer a derivada se anular, têm-se o ponto chamando ponto neutro manche fixo ( $N_0$ ).

$$N_0 = - \left[ \left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{fus} + \left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{nac} - \left( \frac{a_t}{a_w} \right) \bar{V}_H \eta_T \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \cdot \bar{c}$$

$$\frac{dC_{mCG}}{dC_L} = \frac{x_{CG}}{\bar{c}} - N_0$$

# Estabilidade Longitudinal Estática

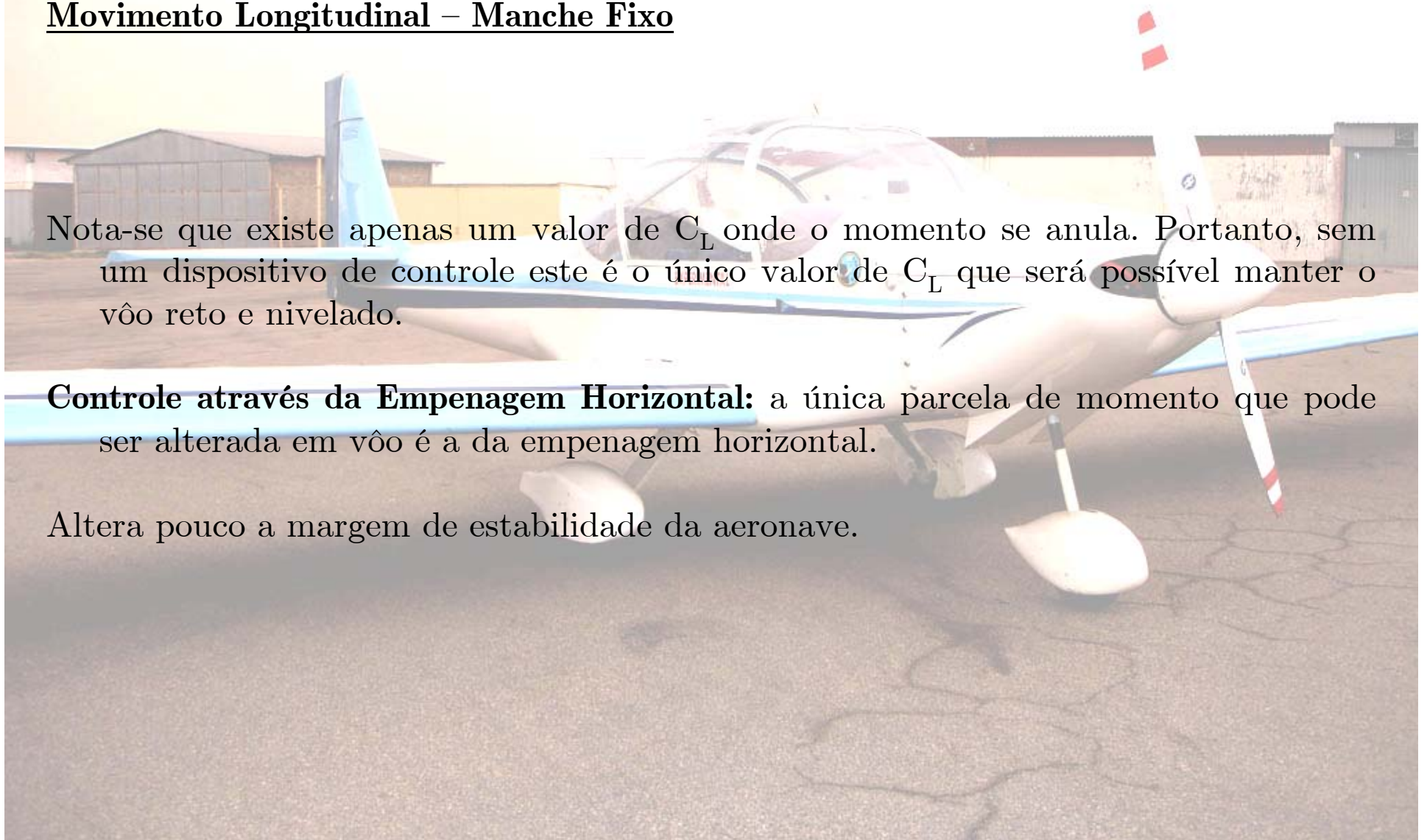
---

## Movimento Longitudinal – Manche Fixo

Nota-se que existe apenas um valor de  $C_L$  onde o momento se anula. Portanto, sem um dispositivo de controle este é o único valor de  $C_L$  que será possível manter o vôo reto e nivelado.

**Controle através da Empenagem Horizontal:** a única parcela de momento que pode ser alterada em vôo é a da empenagem horizontal.

Altera pouco a margem de estabilidade da aeronave.



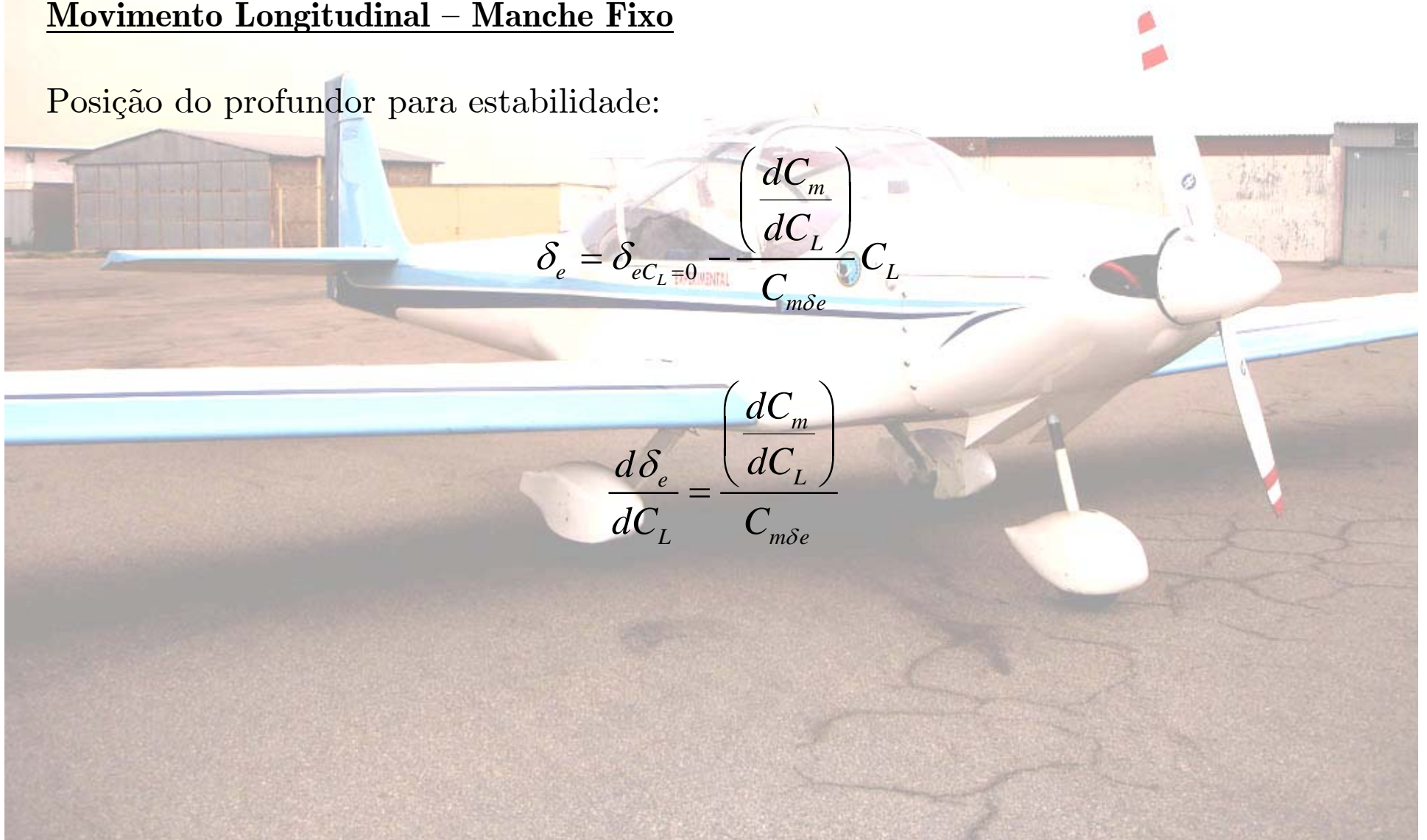
# Estabilidade Longitudinal Estática

## Movimento Longitudinal – Manche Fixo

Posição do profundor para estabilidade:

$$\delta_e = \delta_{e_{C_L=0}} - \frac{\left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)}{C_{m\delta_e}} C_L$$

$$\frac{d\delta_e}{dC_L} = \frac{\left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)}{C_{m\delta_e}}$$



# Estabilidade Longitudinal Estática

## Movimento Longitudinal – Manche Livre

O que ocorrer quando o profundor está livre para se alinhar com o escoamento ao seu redor?

Só ocorre em aeronaves com sistema reversível de comando.

Coeficiente de momento do profundor em relação a sua linha de articulação.

- Variação devida ao ângulo de ataque  $C_{h\alpha_t}$
- Variação devida ao ângulo de deflexão do profundor  $C_{h\delta_e}$

$$C_{h_e} = C_{h_0} + C_{h\alpha_t} \alpha_t + C_{h\delta_e} \delta_e + C_{h\delta_t} \delta_t$$

# Estabilidade Longitudinal Estática

## Movimento Longitudinal – Manche Livre

Para profundor simétrico e sem deflexão de trim tab, o ângulo de flutuação do profundor será:

$$\delta_{e_{livre}} = -\frac{C_{h\alpha_t} \alpha_t}{C_{h\delta_e}}$$

Como o profundor irá se manter nesta deflexão, pode-se dizer que a estabilidade estática manche livre será:

$$\left(\frac{dC_{mCG}}{dC_L}\right)_{livre} = \left(\frac{dC_{mCG}}{dC_L}\right)_{fixo} + C_{m\delta_e} \left(\frac{d\delta_{e_{livre}}}{dC_L}\right)$$

A alteração da posição do CG também levará a uma condição (CG traseiro) onde a estabilidade será nula com o manche livre. Este ponto é chamado ponto neutro manche livre.

$$\left(\frac{dC_{mCG}}{dC_L}\right)_{livre} = \frac{x_{CG}}{\bar{c}} - N'_0$$

# Estabilidade Longitudinal Estática

## Movimento Longitudinal – Força nos comandos

Imagine uma aeronave trimada para voar com um valor de  $C_L$  com manche livre. Se for necessário alterar o valor de  $C_L$ , existem duas opções:

- Alterar o ajuste de trimagem de condição manche livre
- Aplicar uma força e passara voar na condição de manche fixo.

A variação desta força com a velocidade pode ser escrita como:

$$\frac{dF}{dV} = 2m_e \frac{W}{S_W} \frac{C_{h\delta_e}}{C_{m\delta_e}} \left( \frac{dC_{mCG}}{dC_L} \right)_{\text{livre}} \frac{V}{V_{\text{trim}}^2}$$



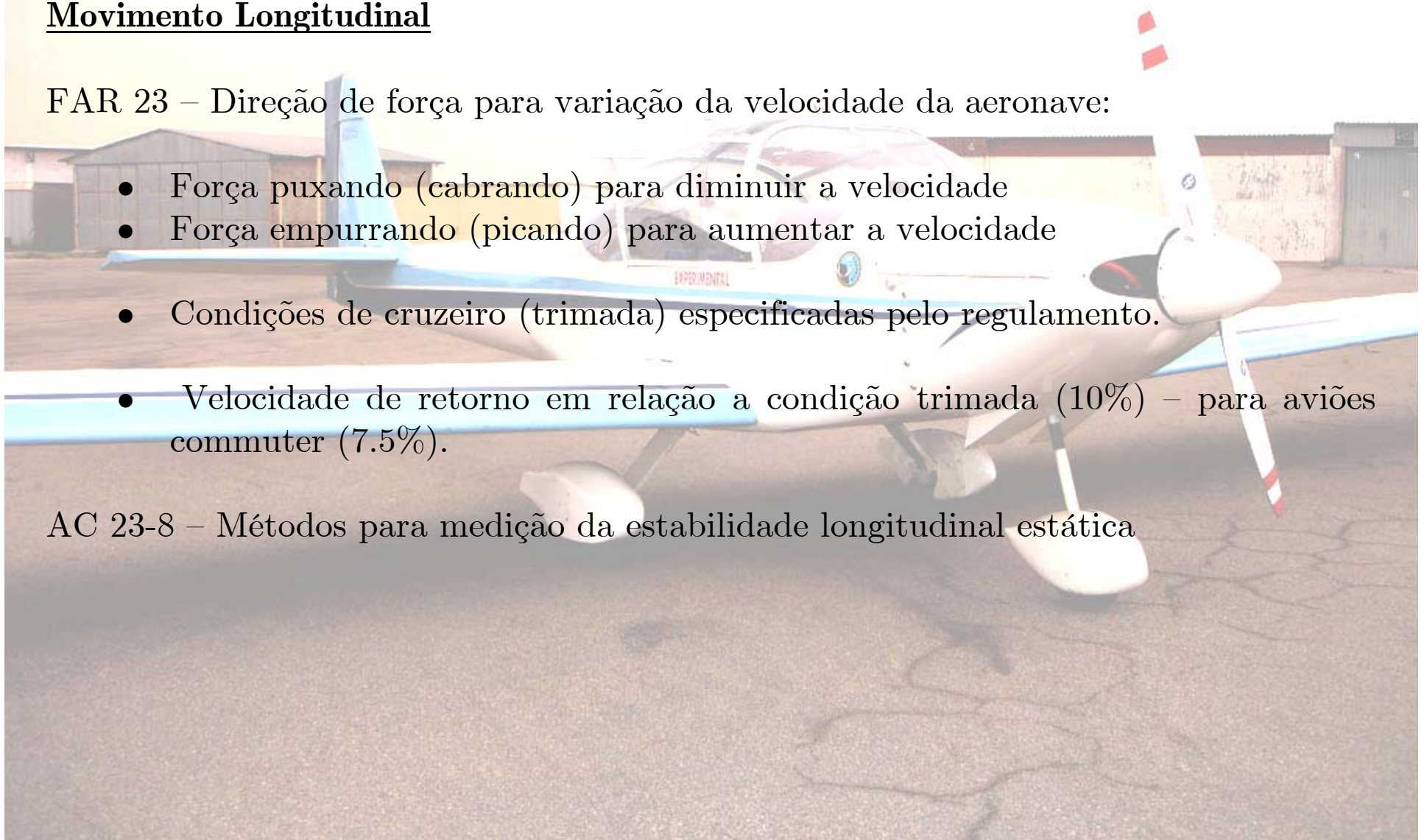
# Ensaio de Estabilidade Estática

## Movimento Longitudinal

FAR 23 – Direção de força para variação da velocidade da aeronave:

- Força puxando (cabrando) para diminuir a velocidade
- Força empurrando (picando) para aumentar a velocidade
- Condições de cruzeiro (trimada) especificadas pelo regulamento.
- Velocidade de retorno em relação a condição trimada (10%) – para aviões commuter (7.5%).

AC 23-8 – Métodos para medição da estabilidade longitudinal estática



# Ensaio de Estabilidade Estática

## Movimento Longitudinal – Ponto Neutro Manche Fixo

$$\frac{d\delta_e}{dC_L} = \frac{\left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)}{C_{m\delta e}}$$

Assim, pode-se obter a posição do ponto neutro manche fixo, movimentando-se o CG da aeronave até que a curva de variação da deflexão do profundor com a variação de  $C_L$  seja nula. – Porém, esta forma de ensaio é muito PERIGOSA!

### Procedimento:

1. para diferentes valores de posição do CG, medir a posição do manche para estabilizar a aeronave em diferentes valores de  $C_L$ .
2. Obter as derivadas  $d\delta_e/dC_L$
3. Plotar um gráfico desta derivada em relação a posição do CG e extrapolar para a condição onde a derivada se anula. Este ponto é o ponto neutro manche fixo.

# Ensaio de Estabilidade Estática

## Movimento Longitudinal – Ponto Neutro Manche Livre

$$\frac{dF}{dV} = 2m_e \frac{W}{S_W} \frac{C_{h\delta_e}}{C_{m\delta_e}} \left( \frac{dC_{mCG}}{dC_L} \right)_{\text{livre}} \frac{V}{V_{\text{trim}}^2}$$

$$\frac{d(F/q)}{dC_L} = -m_e S_e C_e \frac{C_{h\delta_e}}{C_{m\delta_e}} \left( \frac{dC_{mCG}}{dC_L} \right)_{\text{livre}}$$

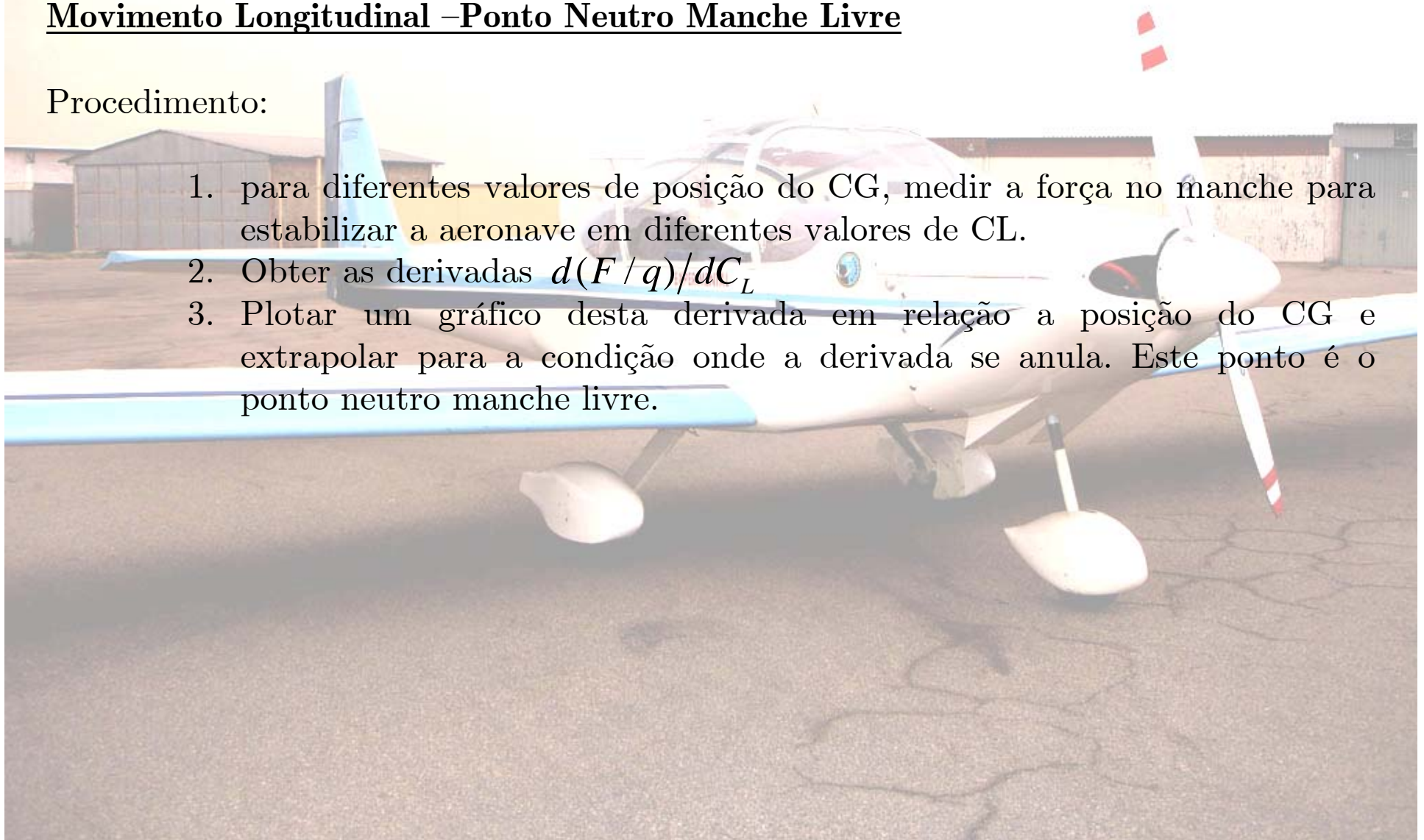
Assim, pode-se obter a posição do ponto neutro manche livre, movimentando-se o CG da aeronave até que a curva de variação da força no manche com a variação de  $C_L$  seja nula. – Porém, esta forma de ensaio também é perigosa.

# Ensaio de Estabilidade Estática

## Movimento Longitudinal – Ponto Neutro Manche Livre

Procedimento:

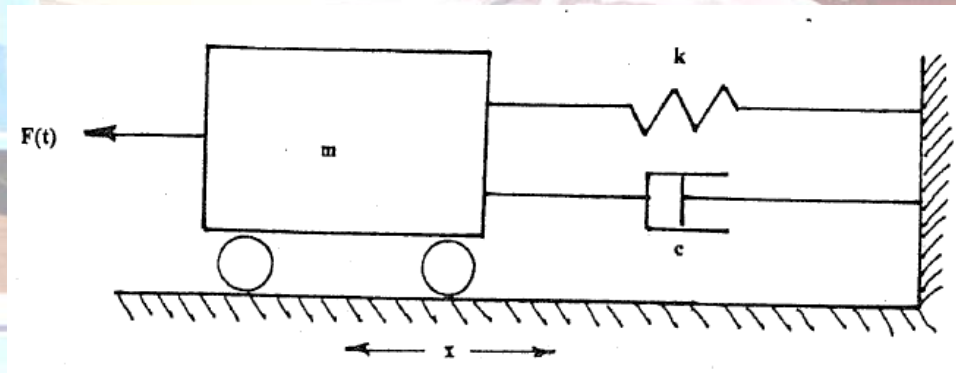
1. para diferentes valores de posição do CG, medir a força no manche para estabilizar a aeronave em diferentes valores de  $C_L$ .
2. Obter as derivadas  $d(F/q)/dC_L$
3. Plotar um gráfico desta derivada em relação a posição do CG e extrapolar para a condição onde a derivada se anula. Este ponto é o ponto neutro manche livre.



# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

## Teoria Básica

Movimento oscilatório amortecido



Aplicação da Segunda Lei de Newton – referencial inercial:

$$\ddot{x} + \frac{c}{m} \dot{x} + \frac{k}{m} x = \frac{F(t)}{m}$$

Na forma padronizada, com coeficientes constantes:

$$\ddot{x} + 2\zeta\omega_n\dot{x} + \omega_n^2x = f(t)$$

# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

## Teoria Básica

Comparando as duas equações, tem-se:

- Frequência Natural

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}}$$

- Razão de Amortecimento

$$\zeta = \frac{c}{2\sqrt{km}}$$

Aplicando a Transformada de Laplace, tem-se (equação característica):

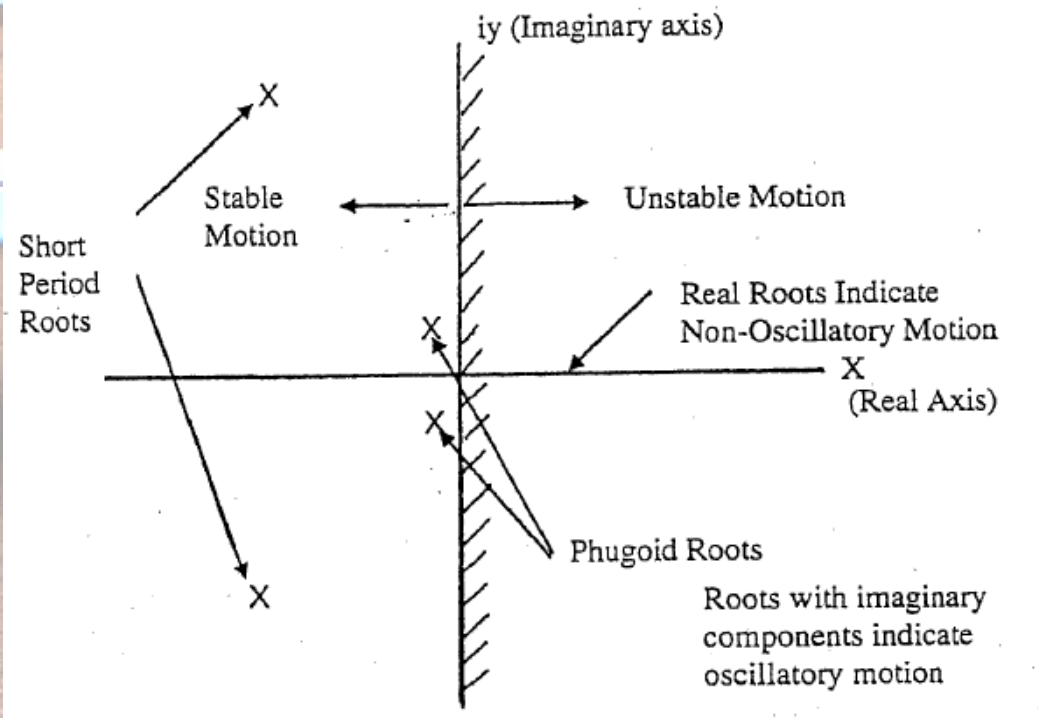
$$S^2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2 = 0$$

# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

## Teoria Básica

Significado as raízes da equação característica (Laplace)

$$S = \sigma + j\omega$$



# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

---

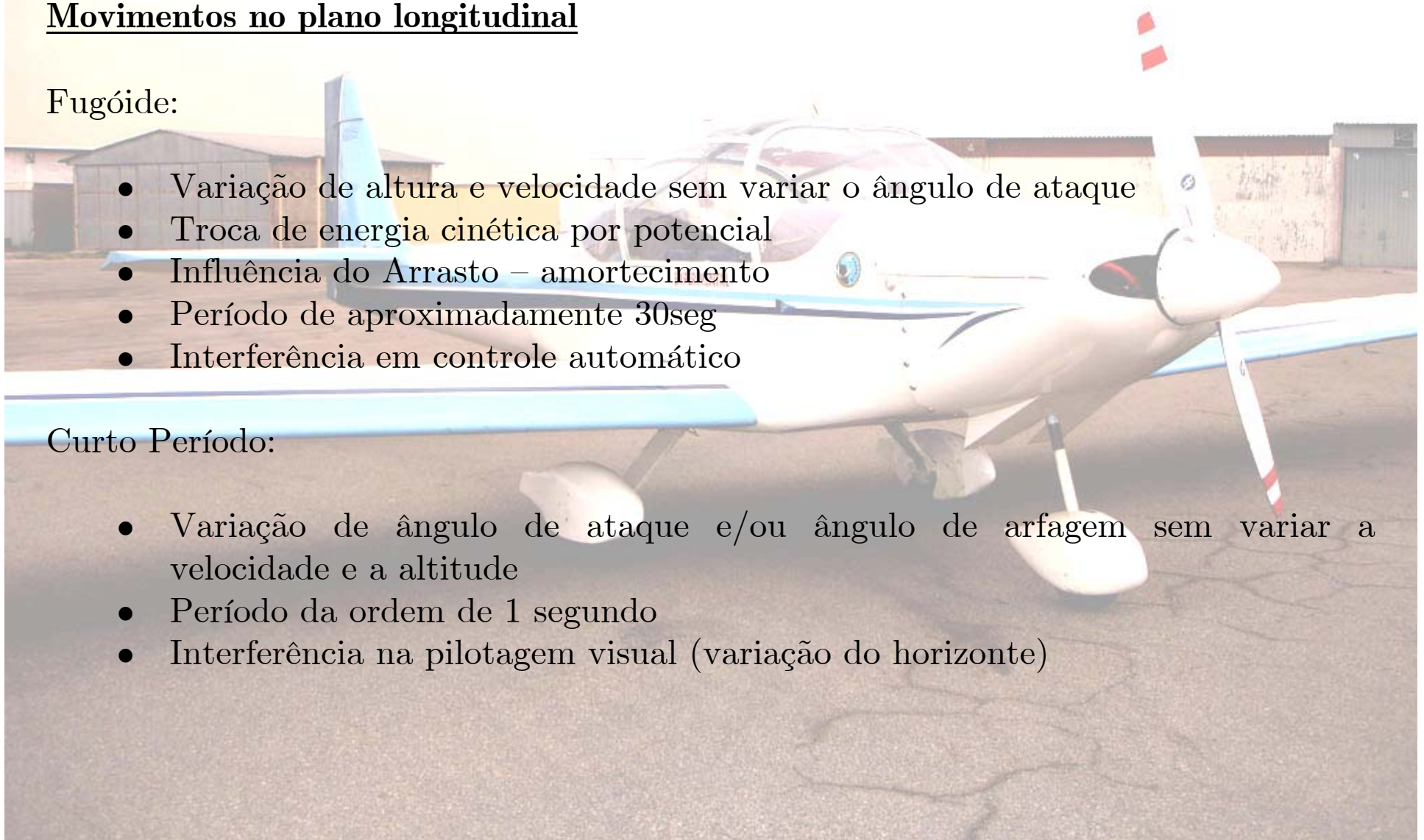
## Movimentos no plano longitudinal

### Fugóide:

- Variação de altura e velocidade sem variar o ângulo de ataque
- Troca de energia cinética por potencial
- Influência do Arrasto – amortecimento
- Período de aproximadamente 30seg
- Interferência em controle automático

### Curto Período:

- Variação de ângulo de ataque e/ou ângulo de arfagem sem variar a velocidade e a altitude
- Período da ordem de 1 segundo
- Interferência na pilotagem visual (variação do horizonte)





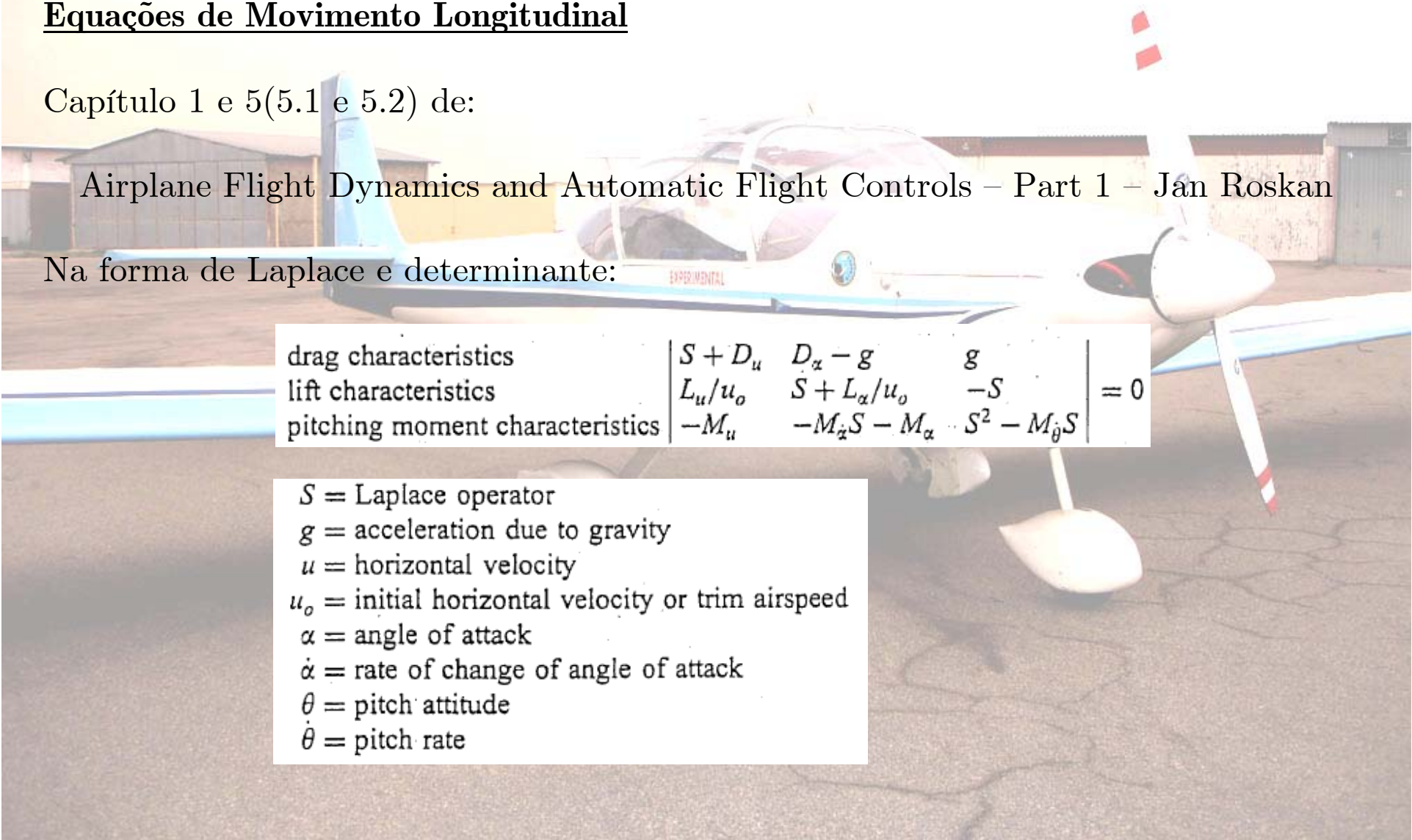
# Ensaaios de Estabilidade Dinâmica

## Equações de Movimento Longitudinal

Capítulo 1 e 5(5.1 e 5.2) de:

Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls – Part 1 – Jan Roskan

Na forma de Laplace e determinante:


$$\begin{array}{l} \text{drag characteristics} \\ \text{lift characteristics} \\ \text{pitching moment characteristics} \end{array} \left| \begin{array}{ccc} S + D_u & D_\alpha - g & g \\ L_u/u_o & S + L_\alpha/u_o & -S \\ -M_u & -M_{\dot{\alpha}}S - M_\alpha & S^2 - M_{\dot{\theta}}S \end{array} \right| = 0$$

$S$  = Laplace operator

$g$  = acceleration due to gravity

$u$  = horizontal velocity

$u_o$  = initial horizontal velocity or trim airspeed

$\alpha$  = angle of attack

$\dot{\alpha}$  = rate of change of angle of attack

$\theta$  = pitch attitude

$\dot{\theta}$  = pitch rate

# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

## Equações de Movimento Longitudinal

Fugóide: ângulo de ataque constante e velocidade de arfagem constante

$$\begin{vmatrix} S + D_u & g \\ L_u/u_o & -S \end{vmatrix} = 0 \quad S^2 + D_u S + g(L_u/u_o) = 0$$

Comparando com o sistema massa-mola-amortecedor:

$$\omega_p = \sqrt{2}(g/u_o)$$

$$\zeta_p = 1/\sqrt{2} \frac{C_D}{C_L}$$

# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

## Equações de Movimento Longitudinal

Curto Período: velocidade constante, arrasto não tem efeito:

$$\begin{vmatrix} S + D_u & D_\alpha - g & g \\ L_u/u_o & S + L_\alpha/u_o & -S \\ -M_u & -M_{\dot{\alpha}}S - M_\alpha & S^2 - M_{\dot{\theta}}S \end{vmatrix} = 0$$

Equação de 3º grau com uma raiz trivial (S=0).

$$\begin{vmatrix} S + L_\alpha/u_o & -1 \\ -M_{\dot{\alpha}}S - M_\alpha & S - M_\theta \end{vmatrix} = 0$$

Comparando com o sistema MMA:

$$\omega_{n_{SP}} = \sqrt{\frac{\gamma/2P_a M_2}{I_{yy}} S \bar{c} C_{L_\alpha} \left( \frac{X_{cg}}{\bar{c}} - N_m \right)}$$

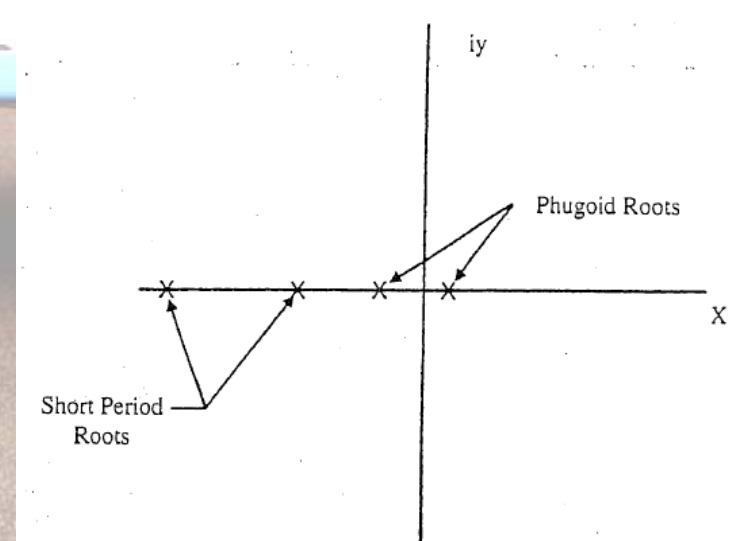
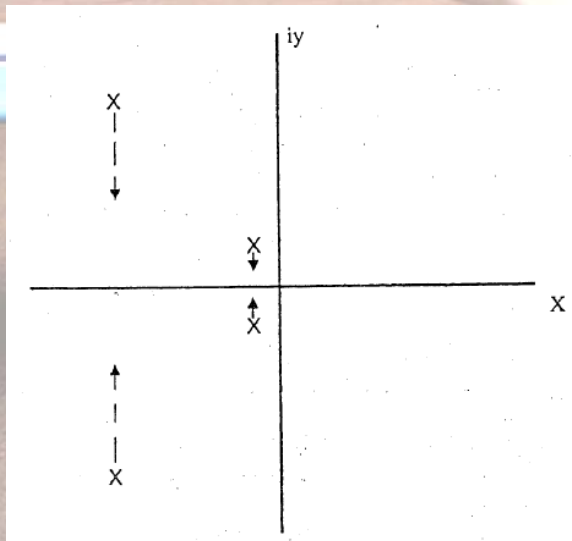
$$\zeta_{SP} = \frac{\sqrt{\frac{\rho S}{2}}}{2 \sqrt{-\frac{\bar{c}}{I_{yy}} C_{L_\alpha} \left( \frac{X_{cg}}{\bar{c}} - N_m \right)}} \left\{ \frac{C_{L_\alpha}}{W/g} - \frac{C_{M\theta} \bar{c}^2 - C_{M_\alpha} \bar{c}^2}{2I_{yy}} \right\}$$

# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

## Efeito da posição do CG - movimento do CG para trás

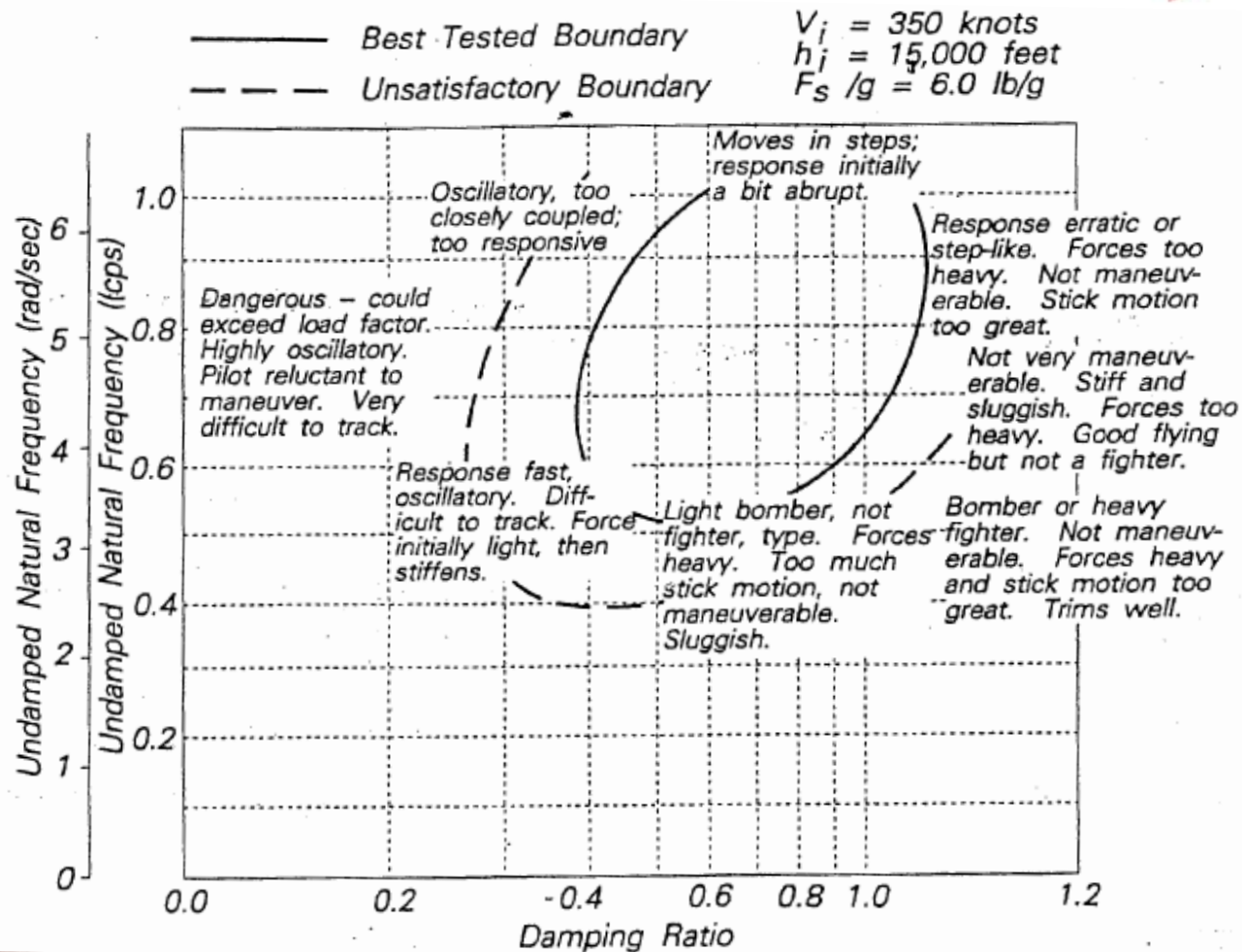
### Fugóide

- Freqüência diminui
- Amortecimento quase constante
- Se atrás do P.N. – uma raiz positiva - divergência



# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

Efeito da frequência natural e amortecimento de curto período na qualidade de vôo



# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

## Técnicas de ensaio:

Princípio Básico – extrair características das curvas de resposta da aeronave e, através de comparação com resposta de sistemas de ordem superior, calcular o valor dos parâmetros do sistema.

### Técnicas:

- Transient Peak Ratio (TPR)
- Modified TPR (MTPR)
- Time Ratio (TR)
- Maximum Slope (MS)
- Separater – Real – Roots (SRR)

Fugóide  
↑  
↓  
Curto Período

### Razão de Amortecimento

-0.5 @ 0.5  
-0.5 @ 0.5  
0.5 @ 1.2  
0.5 @ 1.2  
>1.1

### Referência:

Introduction to Flight Test Engineering – Donald T. Ward – parte 9.2

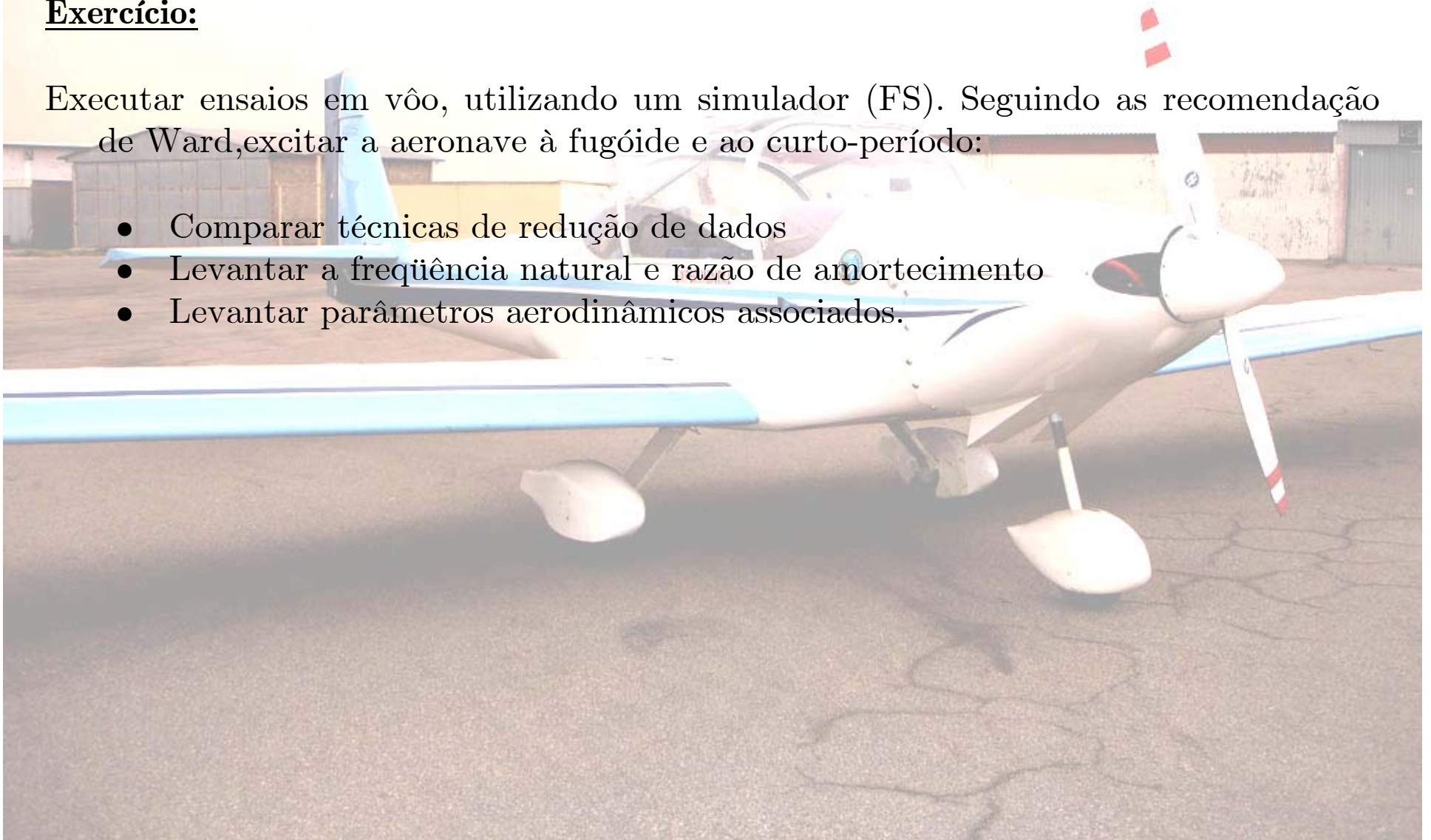
# Ensaio de Estabilidade Dinâmica

---

## Exercício:

Executar ensaios em vôo, utilizando um simulador (FS). Seguindo as recomendação de Ward, excitar a aeronave à fugóide e ao curto-período:

- Comparar técnicas de redução de dados
- Levantar a frequência natural e razão de amortecimento
- Levantar parâmetros aerodinâmicos associados.



# Usando o FS para Ensaaios em Vôo

## Sistema de Aquisição de Dados:

- Instalar a DLL FLTREC seguindo as instruções de:  
<http://www.avsim.com/hangar/utills/nav/>
- Ao iniciar o FS um novo menu irá aparecer.
- Escolher as variáveis a serem gravadas
- Iniciar a gravação
- O arquivo gravado pode ser aberto no Excel ou no Matlab
- No CEA temos um Joystick com Force-Feed-Back que pode ser emprestado para os ensaios.

