



# Centro de Instrução Almirante Wandenkolk - CIAW Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA



## Curso de Aperfeiçoamento Avançado em Sistemas de Armas



**SAB:** Simulação e Controle de Artefatos Bélicos

Esforços Aerodinâmicos



Jozias **Del Rios** Cap Eng



[delriosjdrvgs@fab.mil.br](mailto:delriosjdrvgs@fab.mil.br)



(12) 98177-9921

Abril 2018



# AA-811

## **SIMULAÇÃO E CONTROLE**

### **DE ARTEFATOS BÉLICOS**

### Esforços Aerodinâmicos

Instrutor: 1ºTen Eng Jozias **DEL RIOS**

Autor do Material: Jozias **DEL RIOS** – rev. 07.jul.2016

## TÓPICOS

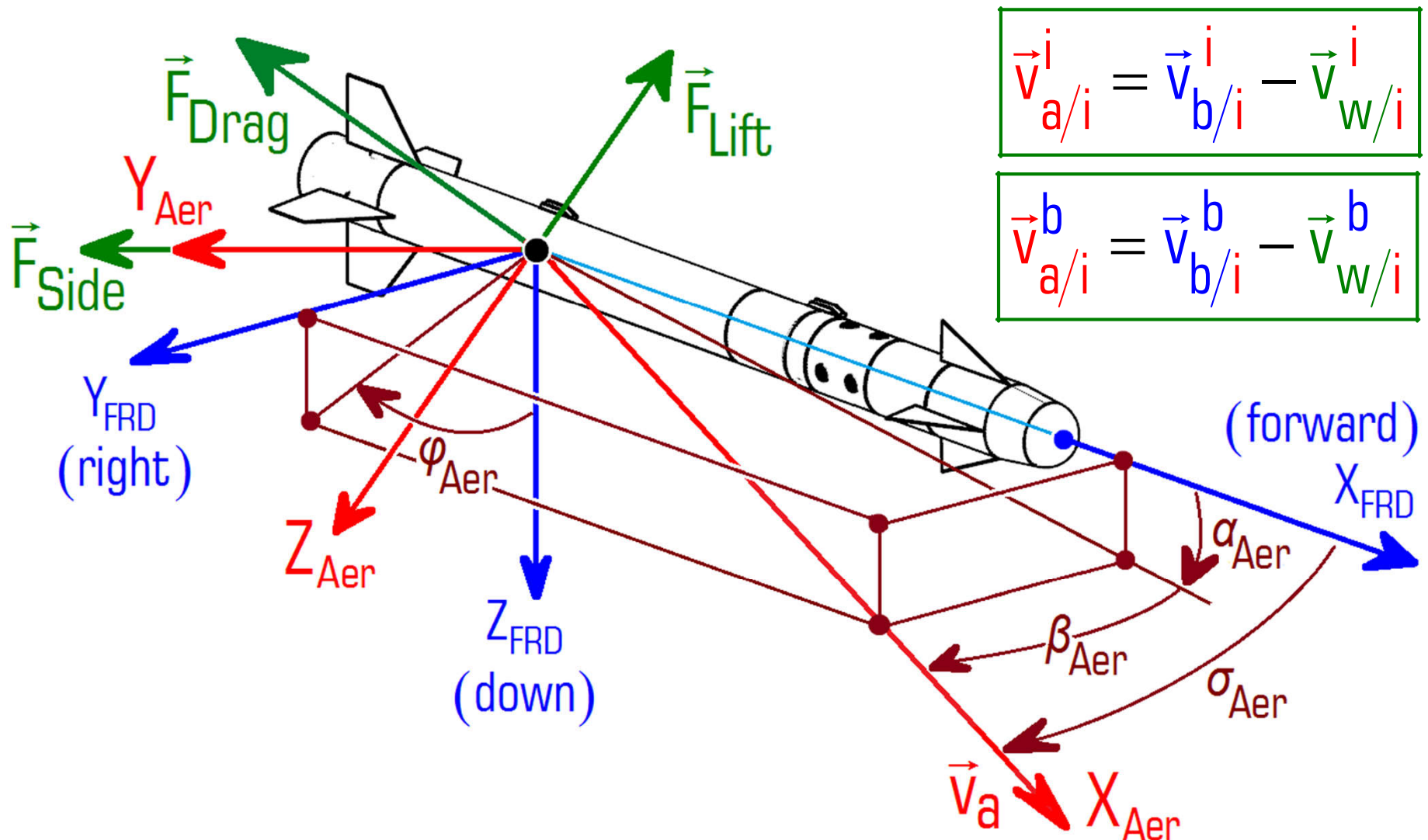
### Esforços Aerodinâmicos

1. Ângulos de Ataque
2. Forças Aerodinâmicas
3. Momentos Aerodinâmicos
4. Centro de Pressão
5. Coeficientes Aerodinâmicos
6. Derivadas de Estabilidade
7. Superfícies Aerodinâmicas de Controle

# AA-811 – Simulação e Controle de Artefatos Bélicos

## Esforços Aerodinâmicos

### REFERENCIAL CORPO E AERODINÂMICO



## ÂNGULO DE ATAQUE e DERRAPAGEM

Em relação ao referencial inercial e nas coordenadas **FRD**

Velocidade do corpo:  $\vec{v}_{b/i}^b = [u \quad v \quad w]^T$

Velocidade do vento:  $\vec{v}_{w/i}^b = R_{b/i} \cdot \vec{v}_{w/i}^i$

Velocidade aerodinâmica:

$$\vec{v}_{a/i}^b = \vec{v}_{b/i}^b - \vec{v}_{w/i}^b = \begin{bmatrix} \vec{v}_{a/i,x}^b & \vec{v}_{a/i,y}^b & \vec{v}_{a/i,z}^b \end{bmatrix}^T$$

Ângulo de Ataque (**AoA**):

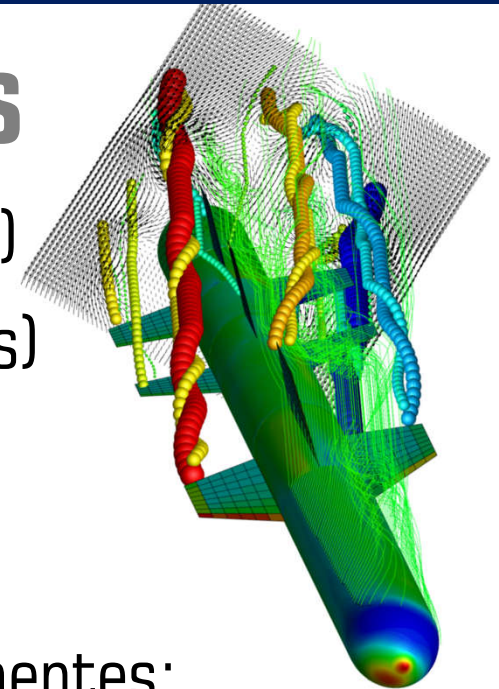
$$\alpha_{Aer} = \arctan\left(\vec{v}_{a/i,z}^b / \vec{v}_{a/i,x}^b\right)$$

Ângulo de Derrapagem (**AoS**):

$$\beta_{Aer} = \arctan\left(\vec{v}_{a/i,y}^b / \vec{v}_{a/i,x}^b\right)$$

## FORÇAS AERODINÂMICAS

- ✓ Cálculos empíricos (ex. **USAF** Missile DATCOM)
- ✓ Simulações **CFD** (Computational Fluid Dynamics)
- ✓ Ensaios de Túnel de Vento
- ✓ Voos reais instrumentados



Força aerodinâmica total decomposta nas componentes:

- ☐ **Arrasto** (**D**rag): oposta a velocidade aerodinâmica
- ☐ **Sustentação** (**L**ift): no plano  $X-Z_{FRD}$  ( $-Z_{Aer}$ )
- ☐ **Lateral** (**S**ide): completando a base ( $Y_{Aer}$ )

Aplicação da Força ocorre na realidade no Centro de Pressão (**CP**)

Mas calcula-se sobre um ponto de referência aerodinâmico

## FORÇAS AERODINÂMICAS

Pressão Dinâmica do Escoamento Livre:  $q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{ar}(h) \cdot v_a^2$

Número de Mach:  $M = \frac{v_a}{c_{ar}(h)}$

Referencial aerodinâmico:

$$\begin{cases} \vec{F}_{\text{Drag}} = -\hat{x}_{Aer} \cdot q_{\infty} S_{ref} \cdot C_D \\ \vec{F}_{\text{Side}} = -\hat{y}_{Aer} \cdot q_{\infty} S_{ref} \cdot C_S \\ \vec{F}_{\text{Lift}} = -\hat{z}_{Aer} \cdot q_{\infty} S_{ref} \cdot C_L \end{cases}$$

Referencial do corpo:

$$\begin{cases} \vec{F}_{\text{Axial}} = \hat{x}_{frd} \cdot q_{\infty} S_{ref} \cdot C_X \\ \vec{F}_{\text{Lateral}} = \hat{y}_{frd} \cdot q_{\infty} S_{ref} \cdot C_Y \\ \vec{F}_{\text{Normal}} = \hat{z}_{frd} \cdot q_{\infty} S_{ref} \cdot C_Z \end{cases}$$

$S_{ref}$  = superfície aerodinâmica de referência (constante arbitrária)

## MOMENTOS AERODINÂMICOS

Ao redor dos eixos do corpo, chamados de **L**, **M** e **N**:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Rolling moment: } \vec{M}_{\text{roll}} = \hat{x}_{\text{frd}} \cdot q_{\infty} S_{\text{ref}} L_{\text{ref}} \cdot C_{\ell} \\ \text{Pitching moment: } \vec{M}_{\text{pitch}} = \hat{y}_{\text{frd}} \cdot q_{\infty} S_{\text{ref}} L_{\text{ref}} \cdot C_m \\ \text{Yawing moment: } \vec{M}_{\text{yaw}} = \hat{z}_{\text{frd}} \cdot q_{\infty} S_{\text{ref}} L_{\text{ref}} \cdot C_n \end{array} \right.$$

$L_{\text{ref}}$  = comprimento aerodinâmica de referência (constante arbitrária)

$$\vec{F}_{\text{Aer}} = \vec{F}_{\text{Drag}} + \vec{F}_{\text{Side}} + \vec{F}_{\text{Lift}}$$

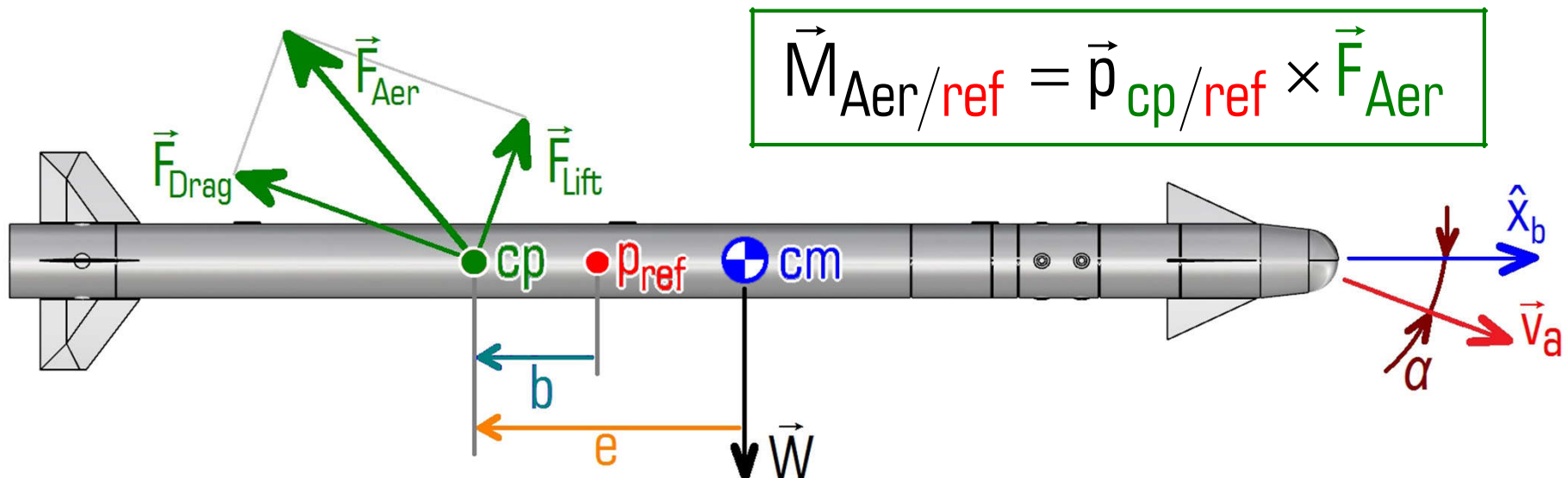
$$\vec{F}_{\text{Aer}} = \vec{F}_{\text{Axial}} + \vec{F}_{\text{Lateral}} + \vec{F}_{\text{Normal}} \quad \vec{M}_{\text{Aer}} = \vec{M}_{\text{roll}} + \vec{M}_{\text{pitch}} + \vec{M}_{\text{yaw}}$$



## CENTRO DE PRESSÃO

Os esforços aerodinâmicos (forças e momentos) foram **calculados**, **deduzidos** ou **medidos** em um **ponto de referência fixo** no corpo.

Centro de Pressão (**CP**) é o ponto **dinâmico** de aplicação das **forças** aerodinâmicas que geram os **momentos** no **ponto de referência**:



Margem Estática é a distância entre o **CP** e o **CM** do corpo

## MOMENTOS AERODINÂMICOS

Esforços obtidos no ponto de referência aerodinâmico fixo.

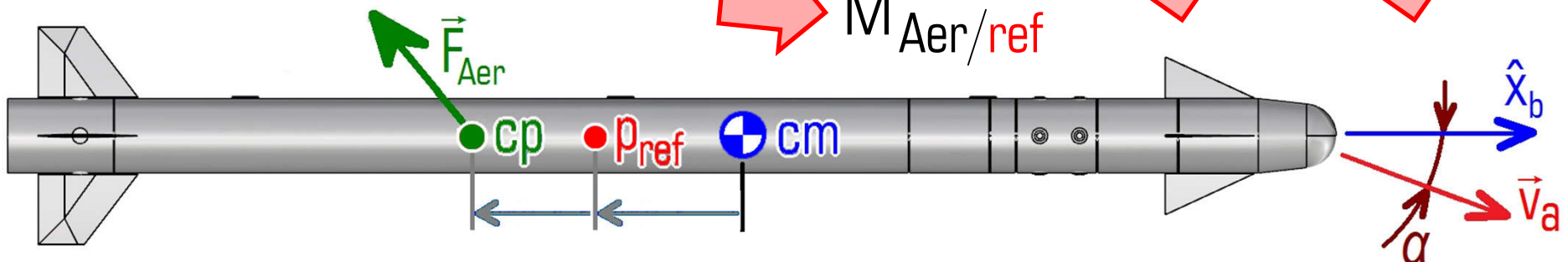
Posição do corpo rígido é representada pelo **CM**.

Momento aerodinâmico ao redor do **CM** é formado por...

+ Momento aerodinâmico do ponto de referência aerodinâmico

+ Correção dos torques das forças de **p<sub>ref</sub>** para **CM**:

$$\vec{M}_{\text{Aer/cm}} = \vec{p}_{\text{cp/cm}} \times \vec{F}_{\text{Aer}} = \underbrace{\vec{p}_{\text{cp/ref}} \times \vec{F}_{\text{Aer}}}_{\vec{M}_{\text{Aer/ref}}} + \vec{p}_{\text{ref/cm}} \times \vec{F}_{\text{Aer}}$$



## MOMENTOS AERODINÂMICOS na EQUAÇÃO DE EULER

$$\vec{M}_{\text{Aer/cm}} = \vec{M}_{\text{Aer/ref}} + \vec{p}_{\text{ref/cm}} \times \vec{F}_{\text{Aer}}$$

$$\begin{bmatrix} M_{\text{Aer/cm},x} \\ M_{\text{Aer/cm},y} \\ M_{\text{Aer/cm},z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{\text{Aer/ref},x} \\ M_{\text{Aer/ref},y} \\ M_{\text{Aer/ref},z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p_{\text{ref},x} - p_{\text{cm},x} \\ p_{\text{ref},y} - p_{\text{cm},y} \\ p_{\text{ref},z} - p_{\text{cm},z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} F_{\text{Aer},x} \\ F_{\text{Aer},y} \\ F_{\text{Aer},z} \end{bmatrix}$$

Se  $\vec{p}_{\text{ref}}$  e  $\vec{p}_{\text{cm}}$  estiverem ambos no eixo  $\hat{x}$  do veículo...

$$\begin{cases} M_{\text{Aer/cm},x} = M_{\text{Aer/ref},x} \\ M_{\text{Aer/cm},y} = M_{\text{Aer/ref},y} - F_{\text{Aer},z} (p_{\text{ref},x} - p_{\text{cm},x}) \\ M_{\text{Aer/cm},z} = M_{\text{Aer/ref},z} + F_{\text{Aer},y} (p_{\text{ref},x} - p_{\text{cm},x}) \end{cases}$$

## DERIVADAS DE ESTABILIDADE

Derivada de Estabilidade Estática: linearidade com  $\text{AoA}$ ,  $\text{AoS}$ , ...

Derivada de Estabilidade Dinâmica: linearidade com velocidades dos ângulos de ataque ou velocidades angulares do corpo ( $p, q, r$ ).

Termos de Magnus: linearidade com a velocidade ao quadrado ( $p^2$ )

Estas derivadas ainda dependem do Mach e do nº de Reynolds

$$C_X = C_{X_0}(M, \alpha, \beta)$$

$$C_Z = C_{Z_0} + \alpha C_{Z\alpha} + q C_{Zq} \frac{L_{\text{ref}}}{2 v_a}$$

$$C_Y = C_{Y_0} + \beta C_{Y\beta} + r C_{Yr} \frac{L_{\text{ref}}}{2 v_a}$$

$$C_\ell = C_{\ell_0} + \alpha C_{\ell\alpha} + \beta C_{\ell\beta} + p C_{\ell p} \frac{L_{\text{ref}}}{2 v_a}$$

$$C_m = C_{m_0} + \alpha C_{m\alpha} + q C_{mq} \frac{L_{\text{ref}}}{2 v_a}$$

$$C_n = C_{n_0} + \beta C_{n\beta} + r C_{nr} \frac{L_{\text{ref}}}{2 v_a}$$

## COEFICIENTES AERODINÂMICOS: ESTABILIDADE

Estabilidade Estática: quando o esforço aerodinâmico externo causa uma rotação do corpo no sentido de diminuir este esforço:

- Exemplo: estabilidade estática em arfagem:  $C_{m\alpha}$  negativo:  
Ângulo de ataque positivo (picada) resulta em  $C_m$  negativo, que resulta num momento de arfagem no mesmo sentido (picada).
- Trata-se do sentido inicial. Não trata da estabilidade efetiva.

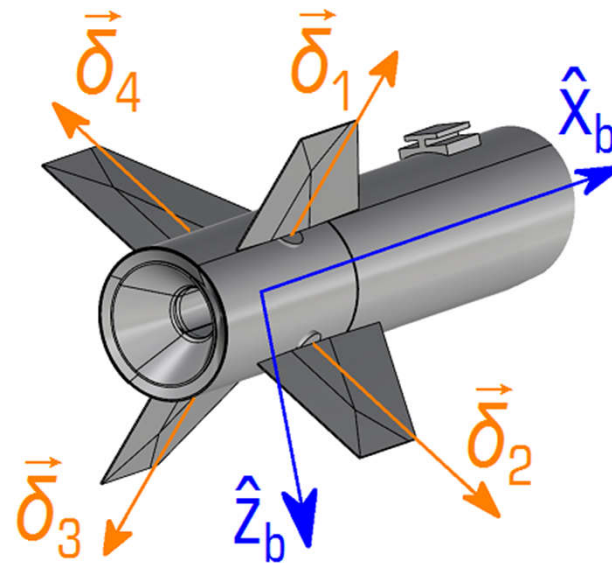
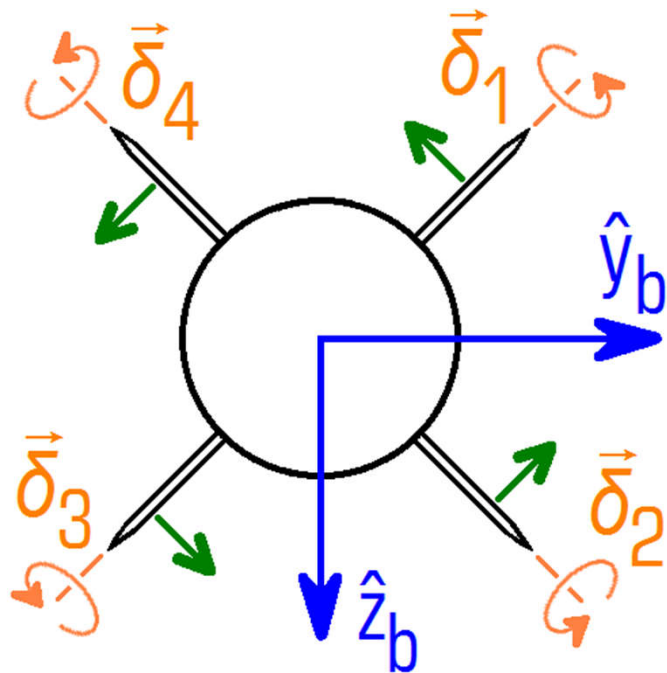
Estabilidade Dinâmica: quando o esforço aerodinâmico externo é totalmente anulado após o regime transiente: convergência.

→ Pode incluir o controlador.

## SUPERFÍCIES AERODINÂMICAS DE CONTROLE

Deflexão das superfícies contribuem com forças e torques.

Sentidos de rotação:



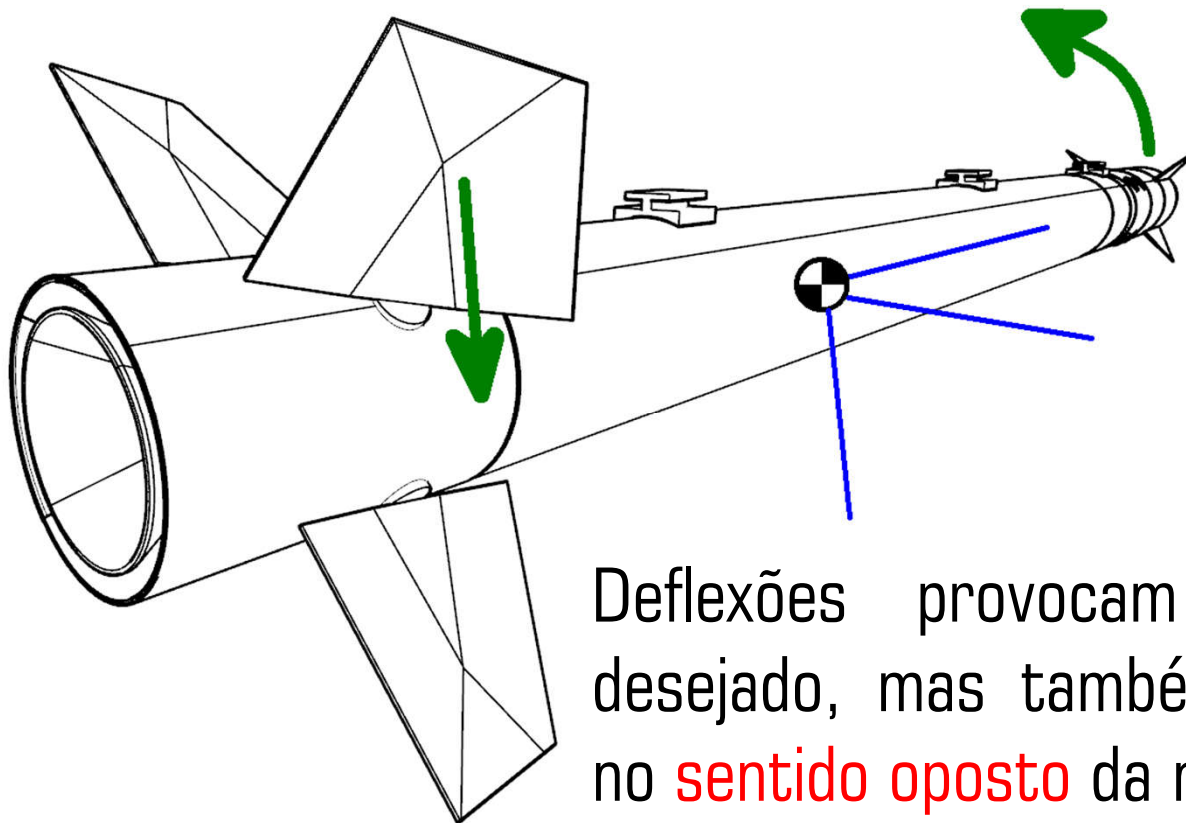
$$\delta_{\text{pitch}} = -\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 + \delta_4$$

$$\delta_{\text{yaw}} = +\delta_1 - \delta_2 - \delta_3 + \delta_4$$

$$\delta_{\text{roll}} = -\delta_1 - \delta_2 - \delta_3 - \delta_4$$

$$\delta_{\text{brake}} = +\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 - \delta_4$$

## MANOBRA COM PROFUNDORES: CABRADA



Manobra desejada:  
aceleração para cima  
( $-Z_{FRD}$ )

$$\delta_{pitch} \propto -\delta_1$$

Deflexões provocam rotação no sentido desejado, mas também **forças aerodinâmicas** no **sentido oposto** da manobra desejada.

A rotação do corpo gera **ângulo de ataque**, e então a sustentação aerodinâmica do corpo completo realizará forças aerodinâmicas no sentido desejado da manobra.

## ESFORÇOS DAS SUPERFÍCIES AERODINÂMICAS

Deflexões de superfícies aerodinâmicas de controle (canard, asa, flaperon, elevon, aileron, profundor, leme) causam uma contribuição adicional (linear) nos coeficientes:

$$C_X = \dots + \delta_{\text{brake}} \cdot C_{X\delta}$$

$$C_\ell = \dots + \delta_{\text{roll}} \cdot C_{\ell\delta}$$

$$C_Z = \dots + \delta_{\text{pitch}} \cdot C_{Z\delta}$$

$$C_m = \dots + \delta_{\text{pitch}} \cdot C_{m\delta}$$

$$C_Y = \dots + \delta_{\text{yaw}} \cdot C_{Y\delta}$$

$$C_n = \dots + \delta_{\text{yaw}} \cdot C_{n\delta}$$

Míssil controlado por canard:  $C_{Z\delta}$  e  $C_{Y\delta}$  positivos.

Míssil controlado por profundores:  $C_{Z\delta}$  e  $C_{Y\delta}$  negativos.

Arrasto realístico modelado como:  $\delta'_{\text{brake}} = |\delta_1| + |\delta_2| + |\delta_3| + |\delta_4|$

**“Consulte seu aerodinamicista regularmente”**