



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



(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

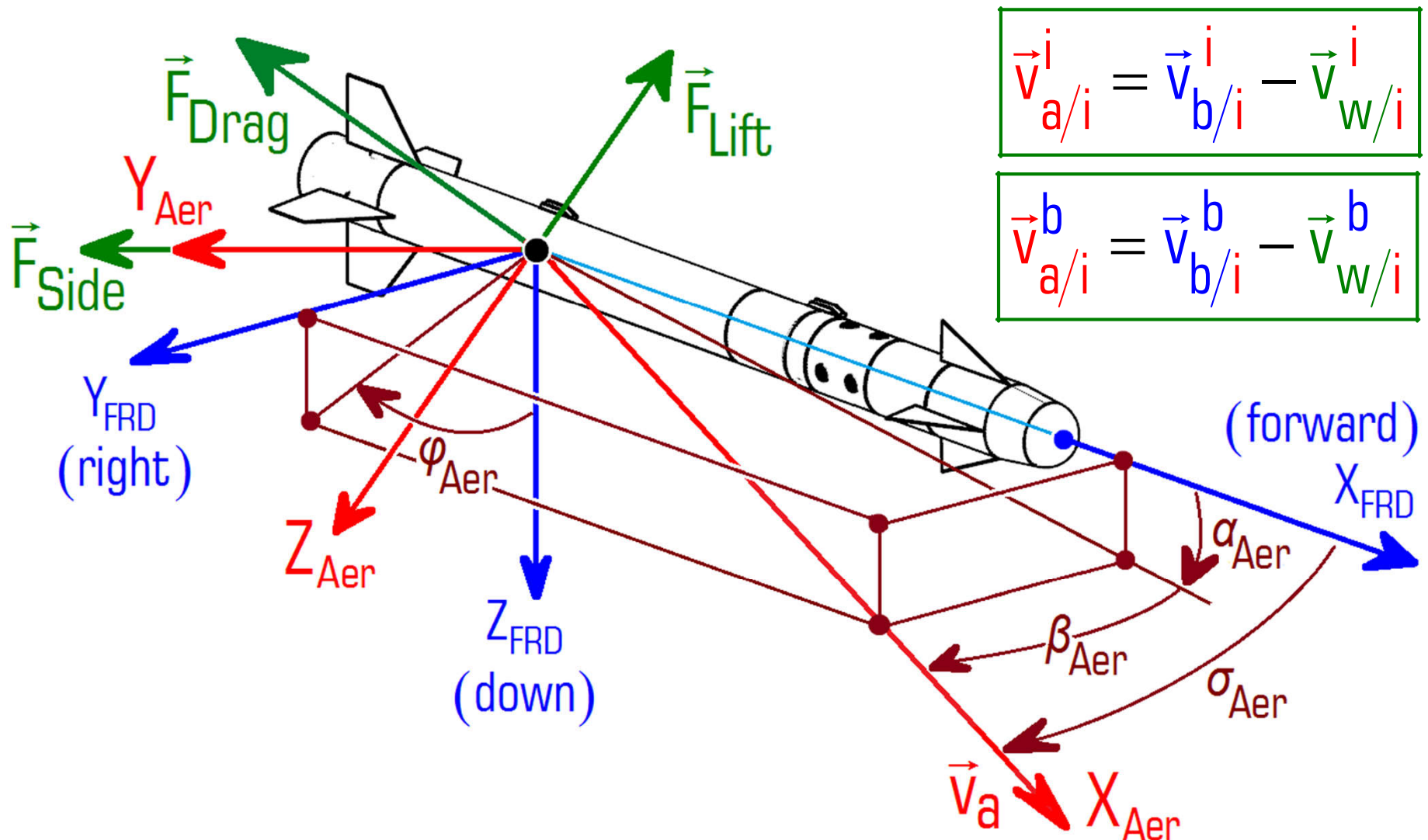
Esforços Aerodinâmicos

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**):

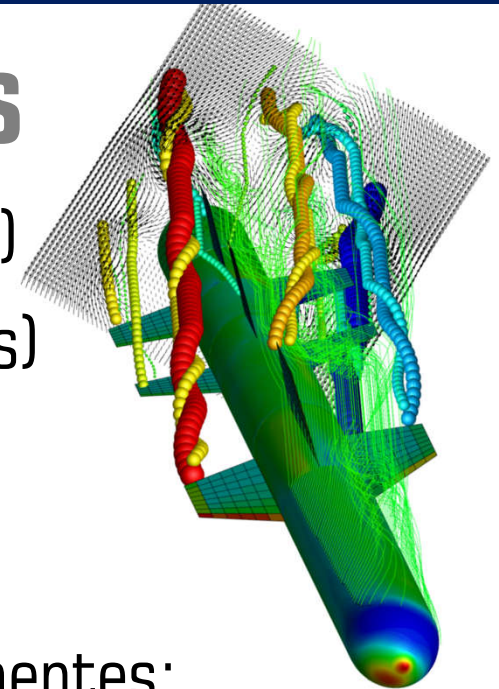
$$\alpha_{Aer} = \arctan\left(\vec{v}_{a/i,z}^b / \vec{v}_{a/i,x}^b\right)$$

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_{ref} = comprimento aerodinâmica de referência (constante arbitrária)

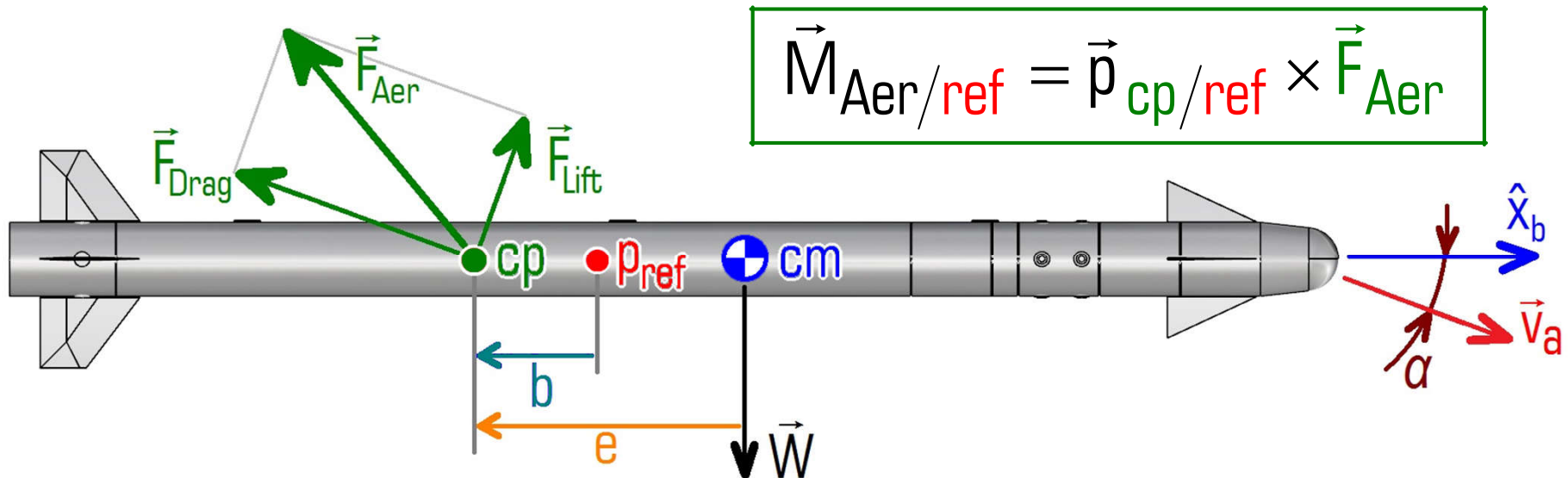
$$\vec{F}_{\text{Aer}} = \vec{F}_{\text{Drag}} + \vec{F}_{\text{Side}} + \vec{F}_{\text{Lift}}$$

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

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.

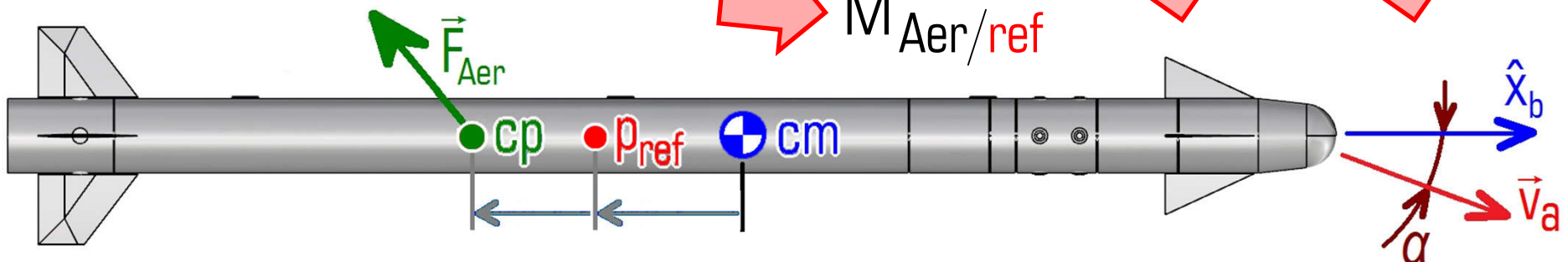
Posição do corpo rígido é representada pelo **CM**.

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

+ Momento aerodinâmico do ponto de referência aerodinâmico

+ Correção dos torques das forças de **p_{ref}** para **CM**:

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



DERIVADAS DE ESTABILIDADE

Derivada de Estabilidade Estática: linearidade com AoA , 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

$$C_D = C_{D_0} + K \cdot C_L^2$$

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

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

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

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

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

COEFICIENTES AERODINÂMICOS: ESTABILIDADE

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

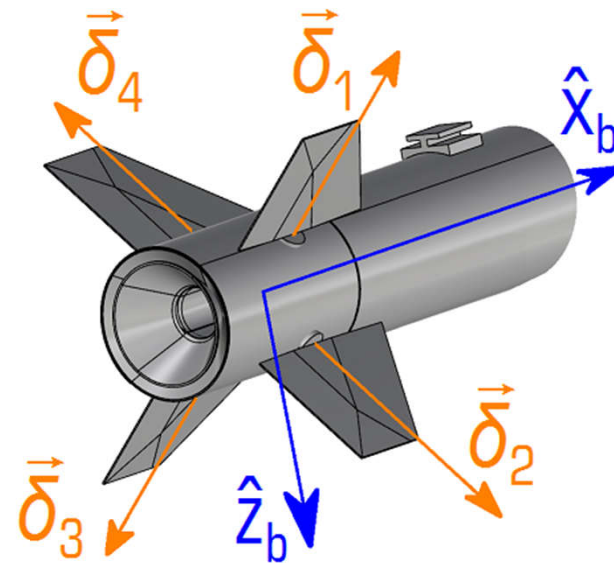
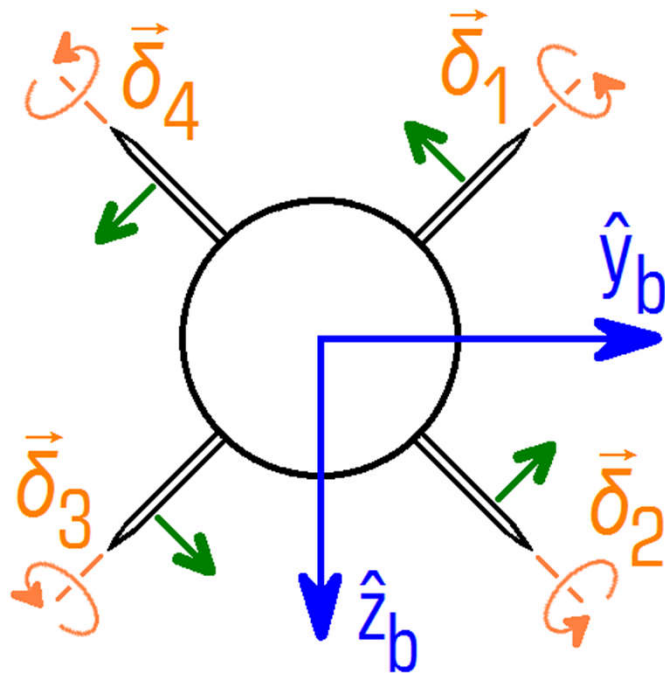
- Exemplo: estabilidade estática em arfagem: $C_{m\alpha}$ negativo:
Ângulo de ataque positivo (picada) resulta em C_m negativo, que resulta num momento de arfagem no mesmo sentido (picada).
- Trata-se do sentido inicial. Não trata da estabilidade efetiva.

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 cruciforme:



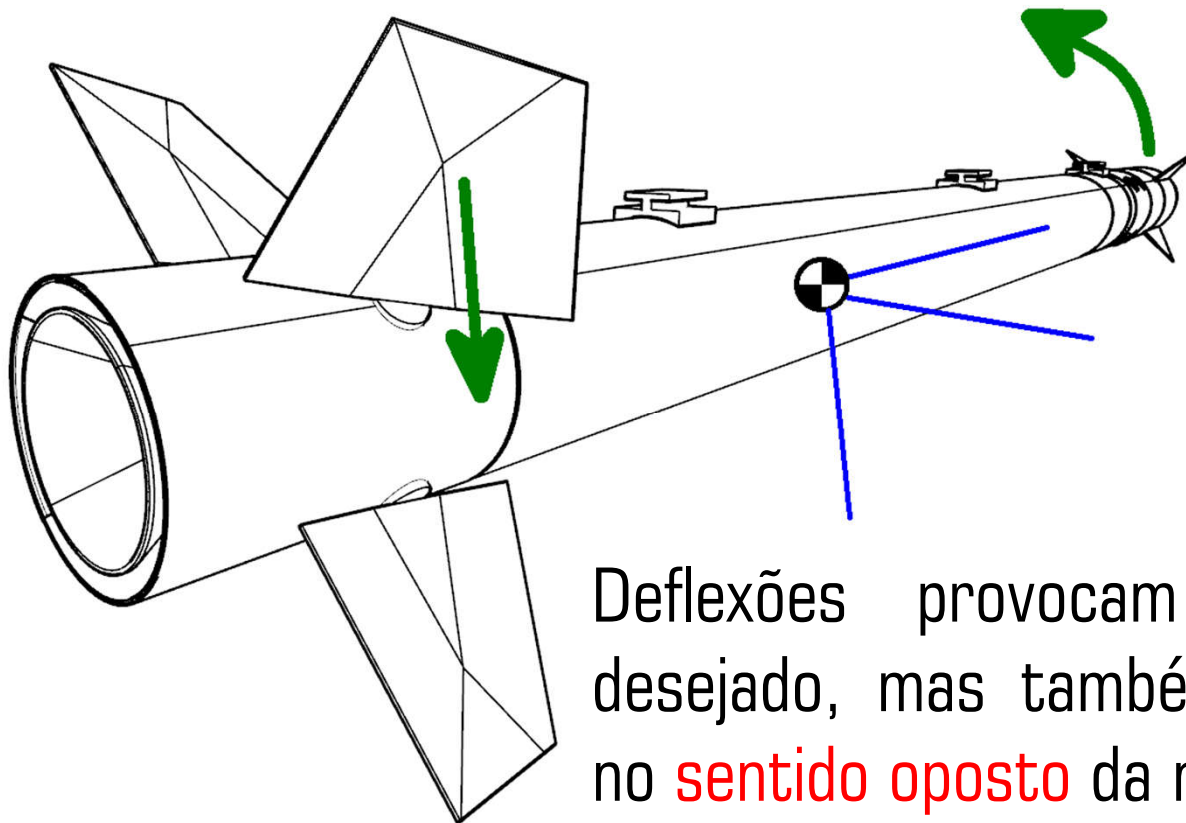
$$\delta_{\text{pitch}} = -\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 + \delta_4$$

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

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

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

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):

$$\begin{aligned} C_D &= \dots + \delta_{\text{brake}} \cdot C_{D\delta} & C_\ell &= \dots + \delta_{\text{roll}} \cdot C_{\ell\delta} \\ C_N &= \dots + \delta_{\text{pitch}} \cdot C_{N\delta} & C_m &= \dots + \delta_{\text{pitch}} \cdot C_{m\delta} \\ C_Y &= \dots + \delta_{\text{yaw}} \cdot C_{Y\delta} & C_n &= \dots + \delta_{\text{yaw}} \cdot C_{n\delta} \end{aligned}$$

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

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

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

“Consulte seu aerodinamicista regularmente”