

ELT072

- 1) Forças e Momentos: coeficientes aerodinâmicos.
- 2) Modelo da Atmosfera Padrão (1976).

ELT072: Introdução ao Controle Automático de Aeronaves
Leo Torres



Forças e Momentos Aerodinâmicos

Forças e Momentos em Aerofólios

Revisão de Aerodinâmica Básica:

- Forças Normais (distribuição de pressão) e tangenciais (forças de atrito associadas à camada limite) determinam a força e o momento resultantes em cada aerofólio do avião.
- O fluxo de ar é qualitativamente caracterizado pela razão entre forças de inércia e forças de atrito viscoso como indicado pelo **Número de Reynolds**, e por efeitos de compressibilidade caracterizados pela razão entre a velocidade do veículo em relação à atmosfera e a velocidade de propagação de ondas acústicas (som) dada pelo **Número de Mach**.

$$R_e = (\rho \ell V_T) / \mu, \quad M = V_T / a,$$

Reynolds Number

Mach Number

Parâmetros de
Similaridade em
Aerodinâmica.

Forças e Momentos em Aerofólios

Revisão de Aerodinâmica Básica:

- **Número de Mach** (efeitos de compressibilidade):

subsonic speeds: $M < 1.0$

transonic speeds: $0.8 \leq M \leq 1.2$

supersonic speeds: $1.0 < M < 5.0$

hypersonic speeds: $5.0 \leq M$

Forças e Momentos em Aerofólios

Revisão de Aerodinâmica Básica:

- A **Viscosidade** do Ar muda principalmente devido a variações de Temperatura.
- A **Density** do ar muda com a Pressão e a Temperatura.
- A **Velocidade do Som** no ar também muda com a Temperatura.

(1976) U.S. Standard Atmosphere Model

Modelo válido para a Troposfera (0 to 11 km acima do nível do mar).

A partir da altitude em [km], podemos computar:

Temperature:	$T = T_0 + cH$	$T_0 = 288.15\text{K}(15^\circ\text{C}),$
		$P_0 = 101325\text{N/m}^2,$
Pressure:	$P = P_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{-g}{cR}}$	$g = 9.80665\text{m/s}^2,$
		$\rho_0 = 1.225\text{kg/m}^3,$
Density:	$\rho = \rho_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{-g}{cR} - 1}$	$c = -6.5\text{K/km},$
		$R = 287.04\text{J/kg/K and}$
Sound speed:	$a = \sqrt{\gamma RT}$	$\gamma = 1.4.$
		H is the altitude in [km].

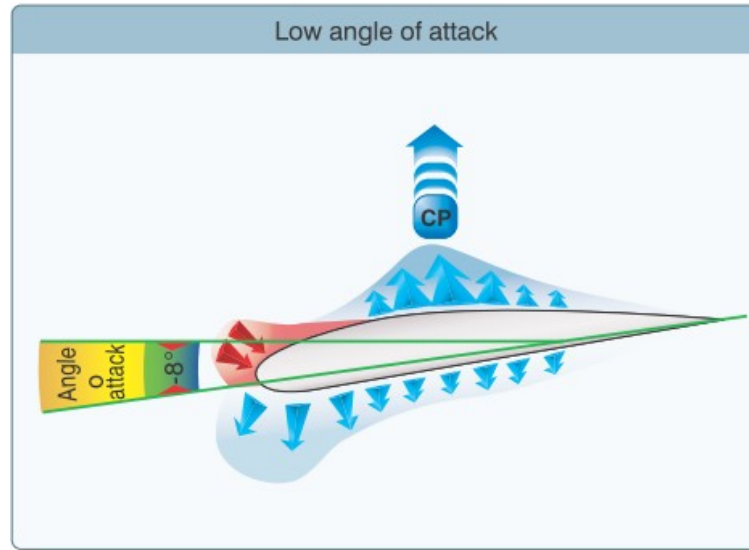
Forças e Momentos em Aerofólios

Revisão de Aerodinâmica Básica:

- Quando a velocidade do escoamento de ar não perturbado é constante, assim como a Temperatura e Pressão Atmosféricas (então viscosidade, densidade, velocidade do som, e pressão dinâmica são constantes), o principal fator na geração de forças e momentos aerodinâmicos é a **direção do vento relativo** (direção do escoamento não perturbado) que pode ser representada pelo **ângulo de ataque α** e **ângulo de derrapagem β** .
- Junto com α e β , outro fator importante são as áreas das superfícies superior e inferior onde a separação do fluxo de ar e turbulência levam à perda de distribuição de pressão favorável e podem causar um aumento no arrasto e uma perda significativa de sustentação: o **estol do aerofólio**.

Aerofólio: Centro de Pressão

Mudança do Centro de Pressão (CP) com α :

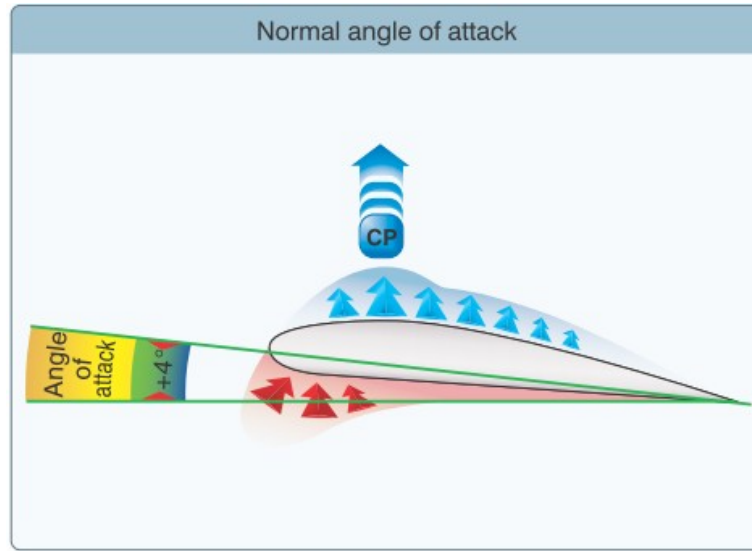


Source: FAA - Pilot Handbook of Aeronautical Knowledge 2016

- Poderíamos representar a força aerodinâmica resultante como estando aplicada ao Centro de Pressão (CP) do aerofólio.
- Mas o CP muda muito com a direção do vento relativo, e por isso não é muito útil na análise de estabilidade e controle.

Aerofólio: Centro de Pressão

Mudança do Centro de Pressão (CP) com α :

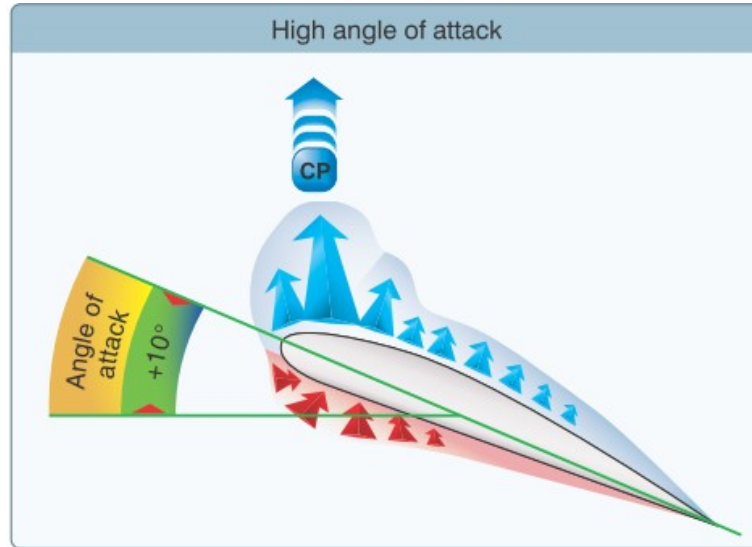


Source: FAA - Pilot Handbook of Aeronautical Knowledge 2016

- Poderíamos representar a força aerodinâmica resultante como estando aplicada ao Centro de Pressão (CP) do aerofólio.
- Mas o CP muda muito com a direção do vento relativo, e por isso não é muito útil na análise de estabilidade e controle.

Aerofólio: Centro de Pressão

Mudança do Centro de Pressão (CP) com α :

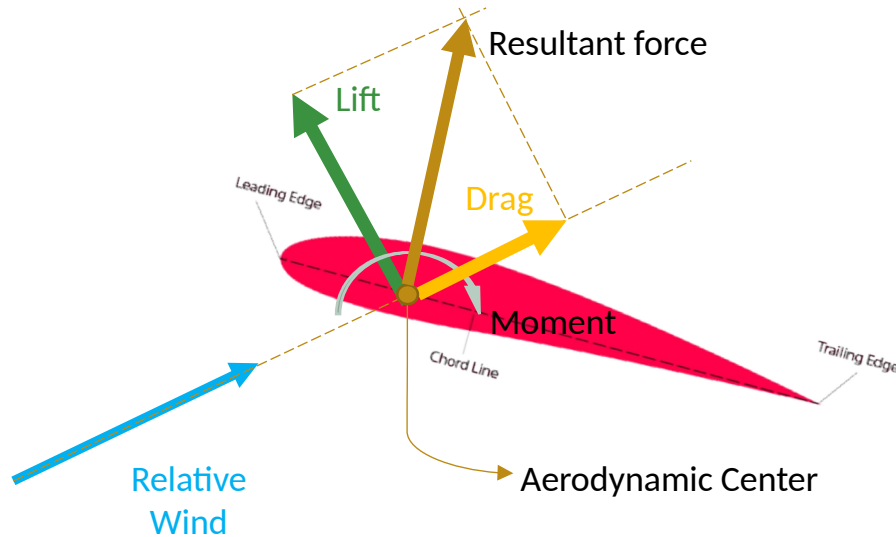


Source: FAA - Pilot Handbook of Aeronautical Knowledge 2016

- Poderíamos representar a força aerodinâmica resultante como estando aplicada ao Centro de Pressão (CP) do aerofólio.
- Mas o CP muda muito com a direção do vento relativo, e por isso não é muito útil na análise de estabilidade e controle.

Aerofólio: Centro Aerodinâmico

Alternativamente, podemos usar um sistema equipolente com uma força resultante aplicada a um ponto especial para o qual o momento aerodinâmico é “quase” constante:



O centro aerodinâmico (**aerodynamic center, a.c.**) é o ponto no aerofólio para o qual o Momento Aerodinâmico é praticamente constante para uma ampla faixa de valores de α .

O a.c. está geralmente próximo de $0.25\bar{c}$ a partir do bordo de ataque.

Forças e Momentos em Aerofólios

Usando análise dimensional (Teorema π de Buckingham), podemos mostrar que os parâmetros de similaridade (Número de Reynolds e Número de Mach) levam às seguintes expressões gerais:

$$F_{\text{aero}} = \frac{1}{2} \rho V_T^2 S C_F = \bar{q} S C_F,$$

$$M_{\text{aero}} = \frac{1}{2} \rho V_T^2 S \ell_c C_M = \bar{q} S \ell_c C_M,$$

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_T^2.$$

Forças e Momentos em Aerofólios

Usando análise dimensional (Teorema π de Buckingham), podemos mostrar que os parâmetros de similaridade (Número de Reynolds e Número de Mach) levam às seguintes expressões gerais:

$$F_{\text{aero}} = \frac{1}{2} \rho V_T^2 S C_F = \bar{q} S C_F,$$

Dimensionless coefficient.

Wing reference area.

Dynamic Pressure.

$$M_{\text{aero}} = \frac{1}{2} \rho V_T^2 S \ell_c C_M = \bar{q} S \ell_c C_M,$$

Dimensionless coefficient.

Characteristic length: or .

Wing reference area.

Dynamic pressure.

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_T^2.$$

Forças e Momentos em Aerofólios

Para contabilizar a direção do vento relativo, efeitos de compressibilidade, e outros fenômenos, os coeficientes adimensionais são considerados funções de outras variáveis:

$$\frac{F_{\text{aero}}}{\bar{q}S} = C_F \equiv C_F(\alpha, \beta, M, h, \delta_s, T_c),$$

$$\frac{M_{\text{aero}}}{\bar{q}S\ell_c} = C_M \equiv C_M(\alpha, \beta, M, h, \delta_s, T_c).$$

Forças e Momentos em Aerofólios

Para contabilizar a direção do vento relativo, efeitos de compressibilidade, e outros fenômenos, os coeficientes adimensionais são considerados funções de outras variáveis:

$$\frac{F_{\text{aero}}}{\bar{q}S} = C_F \equiv C_F(\alpha, \beta, M, h, \delta_s, T_c),$$

Thrust coefficient (to account for thrust interference generated by propeller wash):

$$\frac{M_{\text{aero}}}{\bar{q}S\ell_c} = C_M \equiv C_M(\alpha, \beta, M, h, \delta_s, T_c).$$
$$T_c = \frac{\text{Thrust}}{\bar{q}S_D}.$$

Angle of attack.

Angle of sideslip.

Control surface deflection.

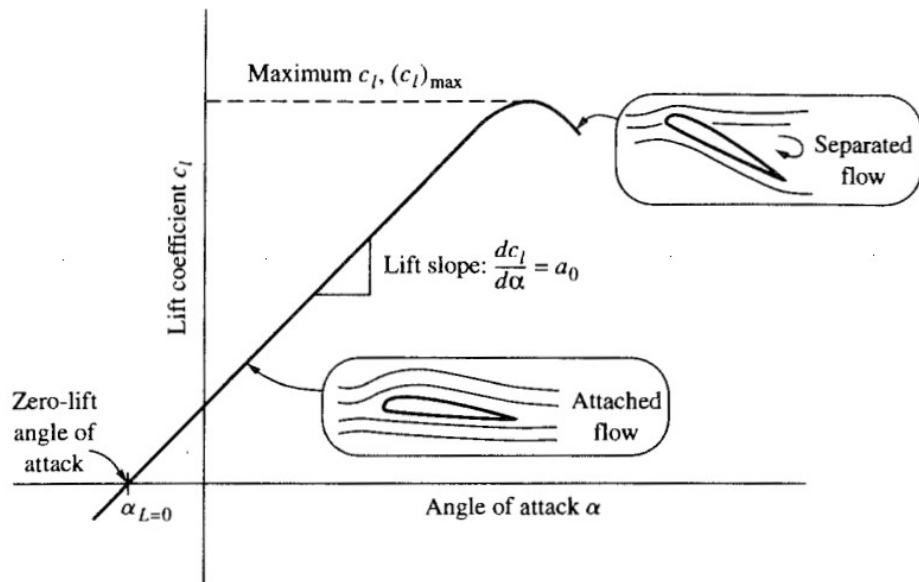
Altitude.

Mach number.

Propeller disk area.

Forças e Momentos em Aerofólios

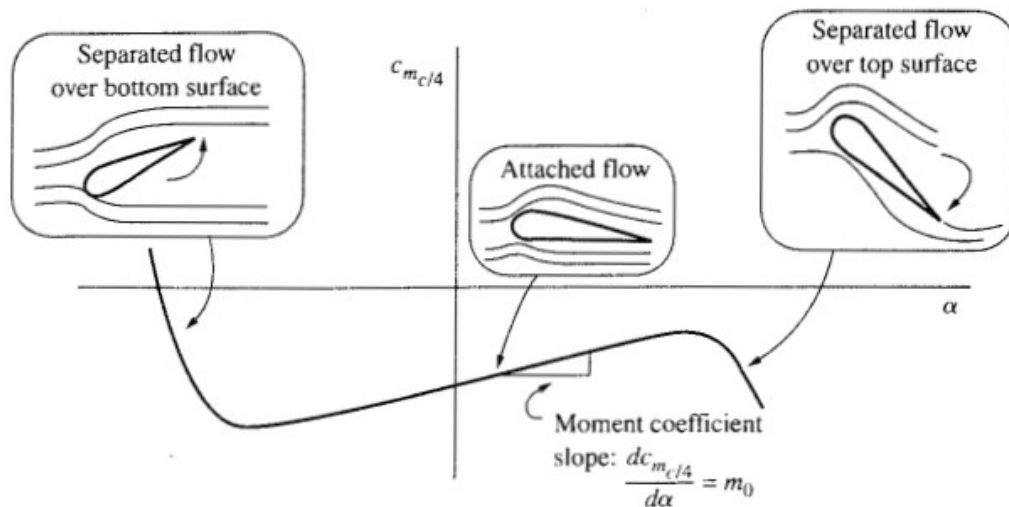
Típica curva do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque α :



Source: "Aircraft Performance and Design", by John D. Anderson Jr., 2010, Figure 2.7

Forças e Momentos em Aerofólios

Típica curva do coeficiente de Momento de Arfagem em função do ângulo de ataque α :

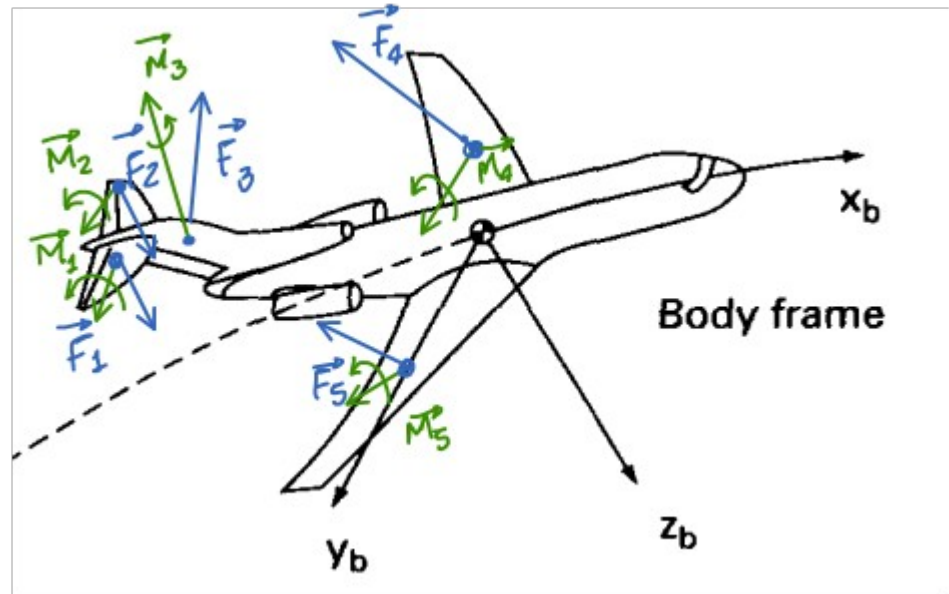


Source: "Aircraft Performance and Design", by John D. Anderson Jr., 2010, Figure 2.7

O Avião como um Todo

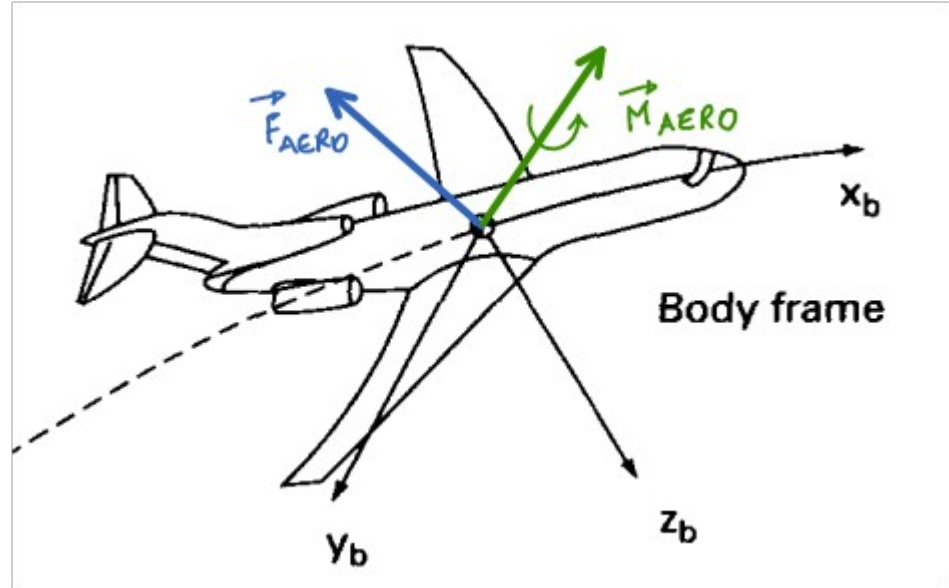
- A contribuição de cada força aplicada a cada empenagem e asa nos ajuda a entender a força e momento resultantes no **projeto aerodinâmico do avião**.

- Efeitos de interferência entre empenagens, asas, fuselagem, naceles, etc., ainda devem ser considerados na determinação final das forças e momentos.



O Avião como um Todo

- A Força e o Momento Aerodinâmico Resultantes são representados em relação ao Centro Aerodinâmico (**Aerodynamic Reference Point - AeroRP**).
- O AeroRP é equivalente ao c.g. foi usado para se determinar (via CFD, Ensaios em Voo, e Modelos em Túnel de Vento) a Força e o Momento Aerodinâmicos Resultantes.



Forças e Momentos Aerodinâmicos

Um sumário das **forças** aerodinâmicas e dos **momentos** para o avião como um todo:

$$\text{drag, } D = \bar{q} S C_D$$

$$\text{lift, } L = \bar{q} S C_L$$

$$\text{crosswind force, } C = \bar{q} S C_C$$

$$\text{rolling moment, } \ell_w = \bar{q} S b C_\ell$$

$$\text{pitching moment, } m_w = \bar{q} S \bar{c} C_m$$

$$\text{yawing moment, } n_w = \bar{q} S b C_n$$

Forças e Momentos Aerodinâmicos

Um sumário das **forças** aerodinâmicas e dos **momentos** para o avião como um todo:

$$\text{drag, } D = \bar{q} S C_D$$

$$\text{lift, } L = \bar{q} S C_L$$

$$\text{crosswind force, } C = \bar{q} S C_C$$

$$\text{rolling moment, } \ell_w = \bar{q} S \bar{b} C_\ell$$

$$\text{pitching moment, } m_w = \bar{q} S \bar{c} C_m$$

$$\text{yawing moment, } n_w = \bar{q} S \bar{b} C_n$$

- b = wingspan.
- $\bar{c}$ = m.a.c. (mean aerodynamic chord).

Coeficientes Aerodinâmicos

Componentes “Típicos” para Força Aerodinâmica:

$$C_D = C_D(\alpha, \beta, M, h) + \Delta C_D(M, \delta_e) + \Delta C_D(M, \delta_r) + \Delta C_D(\delta_F) + \Delta C_D(\text{gear}) + \dots \quad (2.3-14)$$

$$C_L = C_L(\alpha, \beta, M, T_c) + \Delta C_L(\delta_F) + \Delta C_{L_{ge}}(h), \quad (2.3-16)$$

$$C_Y = C_Y(\alpha, \beta, M) + \Delta C_{Y_{\delta r}}(\alpha, \beta, M, \delta_r) + \Delta C_{Y_{\delta a}}(\alpha, \beta, M, \delta_a) + \frac{b}{2V_T} \left[C_{Y_p}(\alpha, M)P + C_{Y_r}(\alpha, M)R \right] \quad (2.3-17a)$$

Coeficientes Aerodinâmicos

Componentes “Típicos” para Força Aerodinâmica:

Control Inputs
Configuration changes

$$C_D = C_D(\alpha, \beta, M, h) + \Delta C_D(M, \delta_e) + \Delta C_D(M, \delta_r) + \Delta C_D(\delta_F) + \Delta C_D(\text{gear}) + \dots \quad (2.3-14)$$

Elevator deflection Rudder deflection

$$C_L = C_L(\alpha, \beta, M, T_c) + \Delta C_L(\delta_F) + \Delta C_{L_{ge}}(h), \quad (2.3-16)$$

Thrust input

$$C_Y = C_Y(\alpha, \beta, M) + \Delta C_{Y_{\delta r}}(\alpha, \beta, M, \delta_r) + \Delta C_{Y_{\delta a}}(\alpha, \beta, M, \delta_a) + \frac{b}{2V_T} \left[C_{Y_p}(\alpha, M)P + C_{Y_r}(\alpha, M)R \right] \quad (2.3-17a)$$

Aileron deflection Rudder deflection

Coeficientes Aerodinâmicos

Componentes “Típicos” para o coeficiente do Momento de Arfagem
Aerodinâmico:

$$\begin{aligned} C_m = & C_m(\alpha, M, h, \delta_F, T_c) + \Delta C_{m_{\delta_e}}(\alpha, M, h, \delta_e) + \frac{\bar{c}}{2V_T} [C_{m_q} Q + C_{m_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha}] \\ & + \frac{x_R}{\bar{c}} C_L + \Delta C_{m_{\text{thrust}}}(\delta_t, M, h) + \Delta C_{m_{\text{gear}}}(h) \end{aligned} \quad (2.3-19a)$$

Coeficientes Aerodinâmicos

Componentes “Típicos” para o coeficiente do Momento de Arfagem Aerodinâmico:

Control Inputs
Configuration changes

$$C_m = C_m(\alpha, M, h, \delta_F, T_c) + \Delta C_{m_{\delta_e}}(\alpha, M, h, \delta_e) + \frac{\bar{c}}{2V_T} [C_{m_q} Q + C_{m_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha}]$$

$$+ \frac{x_R}{\bar{c}} C_L + \Delta C_{m_{\text{thrust}}}(\delta_t, M, h) + \Delta C_{m_{\text{gear}}}(h) \quad (2.3-19a)$$

Thrust input

Elevator deflection

Thrust input

Coeficientes Aerodinâmicos

Componentes “Típicos” para o coeficiente do Momento de Arfagem
Aerodinâmico:

$$C_m = C_m(\alpha, M, h, \delta_F, T_c) + \Delta C_{m_{\delta_e}}(\alpha, M, h, \delta_e) + \frac{\bar{c}}{2V_T} [C_{m_q} Q + C_{m_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha}] + \frac{x_R}{\bar{c}} C_L + \Delta C_{m_{\text{thrust}}}(\delta_t, M, h) + \Delta C_{m_{\text{gear}}}(h) \quad (2.3-19a)$$

Unsteady aerodynamics:
attempt to capture airflow
dynamic effects following
fast changes in α

Coeficientes Aerodinâmicos

Componentes “Típicos” para os coeficiente de Momento de Rolamento e Momento de Guinada Aerodinâmicos:

$$C_\ell = C_\ell(\alpha, \beta, M) + \Delta C_{\ell_{\delta a}}(\alpha, \beta, M, \delta_r) + \Delta C_{\ell_{\delta r}}(\alpha, \beta, M, \delta_a) + \frac{b}{2V_T} \left[C_{\ell_p}(\alpha, M)P + C_{\ell_r}(\alpha, M)R \right], \quad (2.3-18a)$$

$$C_n = C_n(\alpha, \beta, M, T_c) + \Delta C_{n_{\delta r}}(\alpha, \beta, M, \delta_r) + \Delta C_{n_{\delta a}}(\alpha, \beta, M, \delta_a) + \frac{b}{2V_T} \left[C_{n_p}(\alpha, M)P + C_{n_r}(\alpha, M)R \right], \quad (2.3-21a)$$

Coeficientes Aerodinâmicos

Componentes “Típicos” para os coeficiente de Momento de Rolamento e
Momento de Guinada Aerodinâmicos:

Control Inputs
Configuration changes

$$C_\ell = C_\ell(\alpha, \beta, M) + \Delta C_{\ell_{\delta a}}(\alpha, \beta, M, \delta_r) + \Delta C_{\ell_{\delta r}}(\alpha, \beta, M, \delta_a) + \frac{b}{2V_T} \left[C_{\ell_p}(\alpha, M)P + C_{\ell_r}(\alpha, M)R \right], \quad (2.3-18a)$$

Rudder deflection

Ailerons deflection

$$C_n = C_n(\alpha, \beta, M, T_c) + \Delta C_{n_{\delta r}}(\alpha, \beta, M, \delta_r) + \Delta C_{n_{\delta a}}(\alpha, \beta, M, \delta_a) + \frac{b}{2V_T} \left[C_{n_p}(\alpha, M)P + C_{n_r}(\alpha, M)R \right], \quad (2.3-21a)$$

Thrust input

Trabalho Prático: Coeficientes Aerodinâmicos

Trabalho Prático: Coeficientes Aerodinâmicos

Escreva a expressão matemática para a composição de funções para cada um dos Coeficientes Aerodinâmicos para o seu avião, de modo a explicitar quais as tabelas e as variáveis correspondentes para a determinação do coeficiente.

Por Exemplo:

$$\begin{aligned} C_m = & C_m(\alpha, M, h, \delta_F, T_c) + \Delta C_{m_{\delta_e}}(\alpha, M, h, \delta_e) + \frac{\bar{c}}{2V_T} [C_{m_q} Q + C_{m_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha}] \\ & + \frac{x_R}{\bar{c}} C_L + \Delta C_{m_{\text{thrust}}}(\delta_t, M, h) + \Delta C_{m_{\text{gear}}}(h) \end{aligned} \quad (2.3-19a)$$