

PRJ - 22 - Projeto Conceitual de Aeronave

Lab 07

Atividade Individual

Cap Eng **Ney** Rafael Secco
ney@ita.br

1T Eng João A. **Dantas** de J. Ferreira
dantas@ita.br

Instruções

1. Data de entrega: 14/11/2021, 23:59;
2. Todos devem enviar os relatórios através do Google Classroom - enviar um arquivo compactado (.zip ou .rar) com o relatório e o código escrito - o código deve ter comentários. Coloquem o nome do arquivo compactado como sendo “equipe_nome_número_do_lab.zip”, com um nome curto (não coloquem o nome completo aqui). No nome da equipe, coloquem apenas o primeiro nome da equipe (caso tenha mais que um). Dentro do arquivo do relatório, coloquem o nome completo, bem como nome da equipe completo;
3. Deduções por atraso: a cada dia, 2,0 pontos são descontados da nota final;
4. Todos devem entregar um pequeno relatório com os itens marcados em **vermelho**. Não precisa colocar os resultados dos casos de testes;
5. Podem discutir soluções com outros alunos, mas não podem compartilhar códigos.

1 Módulo de estabilidade

Esse módulo irá calcular a posição do centro de gravidade e o ponto neutro da aeronave. Esses resultados nos permitem avaliar a estabilidade estática da aeronave.

1.1 Inputs

Os inputs para esse módulo são:

- Parâmetros de peso: W_0 , $W_{payload}$, $x_{CG,payload}$, W_{crew} , $x_{CG,crew}$, W_e , $x_{CG,e}$, e W_f .
- Parâmetro de cruzeiro: M_{cruise} .
- Parâmetros do tanque de combustível: c_{tank}/c_w , e x_{tank}/c_w .
- Parâmetros geométricos da asa: S_w , AR_w , Λ_w , b_w , $x_{r,w}$, $c_{r,w}$, $c_{t,w}$, $x_{m,w}$, $c_{m,w}$, $(t/c)_{r,w}$ e $(t/c)_{t,w}$.
- Parâmetros geométricos da empenagem horizontal: S_h , AR_h , Λ_h , b_h , $c_{r,h}$, $c_{t,h}$, $x_{m,h}$, $c_{m,h}$, e η_h .
- Parâmetros da fuselagem: L_f , e D_f .
- Parâmetro de combustível: ρ_f .

1.2 Outputs

Os outputs desse módulo são:

- Parâmetros do CG: $x_{CG,fwd}$, e $x_{CG,aft}$.
- Parâmetros de estabilidade: x_{NP} , SM_{fwd} , e SM_{aft} .
- Parâmetro do tanque de combustível: b_{tank}/b_w .

1.3 Chamada da função

Para calcular a posição do centro de gravidade e o ponto neutro da aeronave, cada aluno deve utilizar a função como a seguir:

```
def balance(aircraft, Mach_cruise):  
    .  
    .  
    .  
    return xcg_fwd, xcg_aft, xnp, SM_fwd, SM_aft, b_tank_b_w
```

1.4 Caso de testes

Considere um caso de testes com a aeronave padrão e:

Mach_cruise = 0.77

Você deve obter os seguintes resultados:

```
xcg_fwd = 16.3475532554283  
xcg_aft = 17.372821482996248  
xnp = 16.918662076307225  
SM_fwd = 0.15203955006083528  
SM_aft = -0.04912070218844058  
b_tank_b_w = 0.8597265386338038
```

2 Módulo do trem de pouso

Esse módulo analisa os critérios para a posição do trem de pouso.

2.1 Inputs

Os inputs para esse módulo são:

- Parâmetros do trem de pouso: x_{nlg} , x_{mlg} , y_{mlg} , e z_{lg} .
- Parâmetros do CG: $x_{CG,fwd}$, e $x_{CG,aft}$.
- Parâmetros de *tailstrike*: $x_{tailstrike}$, e $z_{tailstrike}$.

2.2 Outputs

Os outputs desse módulo são:

- Parâmetros do trem de pouso: $\eta_{nlg,fwd}$, $\eta_{nlg,aft}$, $\alpha_{tipback}$, $\alpha_{tailstrike}$, e $\phi_{overturn}$.

2.3 Chamada da função

Para analisar os critérios de posição do trem de pouso, cada aluno deve utilizar a função como a seguir:

```
def landing_gear(aircraft):  
    .  
    .  
    .  
    return frac_nlg_fwd, frac_nlg_aft, alpha_tipback, alpha_tailstrike, phi_overturn
```

2.4 Caso de testes

Para a aeronave padrão, você deve obter os seguintes resultados:

```
frac_nlw_fwd = 0.1022849820120917  
frac_nlw_aft = 0.030082994155193884  
alpha_tipback = 0.21042735861801737  
alpha_tailstrike = 0.1947777647825633  
phi_overturn = 0.7413231016671977
```

3 Análise completa

Agora que temos todos os módulos, podemos fazer um ciclo completo de análise da aeronave.

3.1 Inputs

Os inputs para o *framework* completo são:

- Parâmetros geométricos da asa: S_w , AR_w , λ_w , Λ_w , δ_w , $x_{r,w}$, $z_{r,w}$, $(t/c)_{r,w}$, e $(t/c)_{t,w}$.
- Parâmetros geométricos da empenagem horizontal: C_{ht} , $L_h/c_{m,w}$, AR_h , λ_h , Λ_h , δ_h , $z_{r,h}$, $(t/c)_{r,h}$, $(t/c)_{t,h}$, e η_h .
- Parâmetros geométricos da empenagem vertical: C_{vt} , L_v/b_w , AR_v , λ_v , Λ_v , e $z_{r,v}$, $(t/c)_{r,v}$, e $(t/c)_{t,v}$.
- Parâmetros da fuselagem: L_f , e D_f .
- Parâmetros da nacele: x_n , y_n , z_n , L_n , e D_n .
- Parâmetros dos motores: n_{eng} , $n_{eng,w}$, e BPR .
- Parâmetros dos trens-de-pouso: x_{nlg} , x_{mlg} , y_{mlg} , e z_{lg} .
- Parâmetros de *tailstrike*: $x_{tailstrike}$, e $z_{tailstrike}$.
- Parâmetros do tanque de combustível: c_{tank}/c_w , e x_{tank}/c_w .
- Parâmetros do flap: $\delta_{flap,TO}$, $\delta_{flap,LD}$, **flap_type**, c_{flap}/c_w , e b_{flap}/b_w .
- Parâmetros do slat: $\delta_{slat,TO}$, $\delta_{slat,LD}$, **slat_type**, c_{slat}/c_w , e b_{slat}/b_w .
- Parâmetro de efeito-solo: h_{ground} .
- Parâmetro do arrasto de excrescência: k_{exc} .
- Parâmetros estimados: $W_{0,guess}$ e $T_{0,guess}$.
- Parâmetros de decolagem: h_{TO} , e d_{TO} .
- Parâmetros de pouso: h_{LD} , d_{LD} , e $MLW/MTOW$.
- Parâmetros de cruzeiro: h_{cruise} , M_{cruise} , e R_{cruise} .
- Parâmetros da espera: E_{loiter} .
- Parâmetros do cruzeiro de alternativa: $h_{altcruise}$, $M_{altcruise}$, e $R_{altcruise}$.
- Parâmetros de peso: $W_{payload}$, $x_{CG,payload}$, W_{crew} , e $x_{CG,crew}$.
- Parâmetro de combustível: ρ_f .

3.2 Outputs

Os outputs desse módulo são:

- Parâmetros de peso: W_0 e W_f .
- Parâmetro dos motores: T_0 .
- Parâmetro de desempenho: $\Delta S_{w,lan}$.
- Parâmetros de estabilidade: x_{NP} , SM_{fwd} , e SM_{aft} .
- Parâmetro do tanque de combustível: b_{tank}/b_w .
- Parâmetros do trem-de-pouso: $\eta_{nlg,fwd}$, $\eta_{nlg,aft}$, $\alpha_{tipback}$, $\alpha_{tailstrike}$, e $\phi_{overturn}$.

4 Juntando todos os módulos

Depois de receber todos os inputs, você pode chamar os módulos das funções na seguinte ordem para passar por todo o ciclo de análise:

1. Módulo de geometria
2. Módulo de *thrust-matching*
3. Módulo de estabilidade
4. Módulo do trem-de-pouso

Você só precisa calcular o excesso de área de asa com respeito ao requisito de pouso para obter o output do parâmetro de desempenho:

$$\Delta S_{w,lan} = S_w - S_{w,lan} \quad (1)$$

Isso completa todo o ciclo de análise.

Aqui seguem algumas limitações que podem ser importantes quando analisar os outputs:

- $\text{deltaS_wlan} \geq 0$
- $\text{SM_fwd} \leq 0.30$
- $\text{SM_aft} \geq 0.05$
- $\text{frac_nlg_fwd} \leq 0.18$
- $\text{frac_nlg_aft} \geq 0.05$
- $\text{alpha_tipback} \geq 15 \text{ deg}$
- $\text{alpha_tailstrike} \geq 10 \text{ deg}$
- $\text{phi_overturn} \leq 63 \text{ deg}$

4.1 Chamada de função

Para fazer a análise completa da aeronave, cada aluno deve utilizar a função como a seguir:

```
def analyze(aircraft, W0_guess, T0_guess,
            Mach_cruise, altitude_cruise, range_cruise,
            Mach_altcruise, range_altcruise, altitude_altcruise,
            loiter_time,
            altitude_takeoff, distance_takeoff, T0_flap_def, T0_slat_def,
            altitude_landing, distance_landing, LD_flap_def, LD_slat_def,
            MLW_frac):

    return W0, Wf, T0, deltaS_wlan, SM_fwd, SM_aft, b_tank_b_w, frac_nlg_fwd, frac_nlg_aft,
            alpha_tipback, alpha_tailstrike, phi_overturn
```

4.2 Caso de testes

Considere um caso de testes com a aeronave padrão e os seguintes inputs:

```
gravity = 9.81
W0_guess = 43090*gravity
T0_guess: 125600

Mach_cruise = 0.77
altitude_cruise = 11000
range_cruise = 2390000.0000000000000000

Mach_altcruise = 0.4
range_altcruise = 370000
altitude_altcruise = 4572

loiter_time = 2700

altitude_takeoff = 0
```

```

distance_takeoff = 1520
T0_flap_def = 0.34906585039887
T0_slats_def = 0

altitude_landing = 0
distance_landing = 1520
LD_flap_def = 0.69813170079773
LD_slats_def = 0
MLW_frac = 0.84

```

Você deve obter os seguintes resultados:

W0 = 446026.6632100688

Wf = 104311.79115882801

T0 = 137867.81704572498

deltaS_wlan = 18.035411590079818

SM_fwd = 0.15203955006083528

SM_aft = -0.04912070218844058

b_tank_b_w = 0.8597265386338038

frac_nlw_fwd = 0.1022849820120917

frac_nlw_aft = 0.030082994155193884

alpha_tipback = 0.21042735861801737

alpha_tailstrike = 0.1947777647825633

phi_overturn = 0.7413231016671977

5 Exercício

Crie um plot das duas Margens Estáticas variando o enfilechamento de 0° até 45° . O eixo X deve ser a Margem Estática e o eixo Y deve ser o ângulo de enfilechamento. Tanto SM_aft quanto SM_fwd devem estar no mesmo plot. Devem ter duas linhas verticais tracejadas representando as restrições de Margem Estática encontradas na Sec. 4. Você notou que a aeronave do caso de testes é instável? A margem estática para o CG mais traseiro é negativa. Uma maneira de resolver isso é redistribuindo componentes internos para mudar a posição do CG. Podemos simular isso mudando a posição do CG “de todo o resto” dentro das restrições prescritas no Lab05. Qual fração você usaria para o CG “de todo o resto” para satisfazer a restrição mencionada na Sec. 4?

A Construção do Código

A.1 Centro de gravidade do tanque de combustível

Nós vamos considerar que o combustível é guardado em tanques na asa. Esses tanques começam na interseção da fuselagem com a asa e iremos calcular a envergadura do tanque que é necessária para guardar o combustível da missão. Isso nos permite verificar se a asa tem volume suficiente para armazenar o combustível necessário.

As equações abaixo foram deduzidas assumindo que o tanque de combustível tem um formato de obelisco. A espessura do tanque de combustível é igual à espessura média da asa.

Comece determinando o volume de combustível necessário baseando-se na densidade do combustível:

$$V_f = \frac{W_f}{\rho_f \cdot g} \quad (2)$$

na qual g é a aceleração da gravidade.

Então ache a espessura média da asa com:

$$(t/c)_w = \frac{(t/c)_{r,w} + (t/c)_{t,w}}{2} \quad (3)$$

Agora determine a fração da envergadura que deve ser ocupada pelo tanque para guardar esse volume de combustível:

$$(b_{tank}/b_w) = \frac{3 \cdot V_f}{(c_{tank}/c_w) \cdot (t/c)_w \cdot (c_{r,w}^2 + c_{t,w}^2 + c_{r,w} \cdot c_{t,w}) \cdot b_w} \quad (4)$$

É importante verificar se $(b_{tank}/b_w) < 1.0$. De outra maneira, não existe volume suficiente dentro da asa para guardar todo o combustível.

A seguir, calcule a distância lateral entre o centroide do tanque e o plano de simetria:

$$y_{CG,f} = (b_{tank}/b_w) \cdot \frac{b_w}{8} \cdot \frac{c_{r,w}^2 + 2 \cdot c_{r,w} \cdot c_{t,w} + 3 \cdot c_{t,w}^2}{c_{r,w}^2 + c_{r,w} \cdot c_{t,w} + c_{t,w}^2} \quad (5)$$

Note que o centroide do tanque é o centro de gravidade do combustível. O próximo passo é o cálculo do enflechamento na linha central do tanque (Λ_{tank} ou `sweep_tank`). Podemos usar a função auxiliar `geo_change_sweep` para isso. Para converter o enflechamento no quarto de corda (Λ_w) para o enflechamento na linha central do tanque, podemos:

`sweep_tank = geo_change_sweep(0.25, x_tank_c_w + c_tank_c_w/2, sweep_w, b_w/2, cr_w, ct_w)`

Agora podemos, finalmente, determinar a posição longitudinal da linha central do tanque, que é o centro de gravidade do combustível:

$$x_{CG,f} = x_{r,w} + c_{r,w} \cdot \left((x_{tank}/c_w) + \frac{c_{tank}/c_w}{2} \right) + y_{CG,f} \cdot \tan \Lambda_{tank} \quad (6)$$

A.2 Variação do centro de gravidade

Nessa seção iremos analisar diferentes cenários de carregamento para encontrar o passeio de posições do CG. Esses cenários de carregamento são:

1. Aeronave vazia
2. Tripulação
3. Tripulação e carga-paga
4. Combustível e tripulação
5. Carga-paga, tripulação e combustível (MTOW)

Os centros de gravidade desses cenários são:

$$x_{CG,1} = x_{CG,e} \quad (7)$$

$$x_{CG,2} = \frac{W_e \cdot x_{CG,e} + W_{crew} \cdot x_{CG,crew}}{W_e + W_{crew}} \quad (8)$$

$$x_{CG,3} = \frac{W_e \cdot x_{CG,e} + W_{payload} \cdot x_{CG,payload} + W_{crew} \cdot x_{CG,crew}}{W_e + W_{payload} + W_{crew}} \quad (9)$$

$$x_{CG,4} = \frac{W_e \cdot x_{CG,e} + W_f \cdot x_{CG,f} + W_{crew} \cdot x_{CG,crew}}{W_e + W_f + W_{crew}} \quad (10)$$

$$x_{CG,5} = \frac{W_e \cdot x_{CG,e} + W_f \cdot x_{CG,f} + W_{payload} \cdot x_{CG,payload} + W_{crew} \cdot x_{CG,crew}}{W_0} \quad (11)$$

Agora podemos encontrar as posições mais dianteiras e traseiras do CG ao avaliar os valores extremos dos casos analisados:

$$x_{CG,fwd} = \min(x_{CG,1}, x_{CG,2}, x_{CG,3}, x_{CG,4}, x_{CG,5}) \quad (12)$$

$$x_{CG,aft} = \max(x_{CG,1}, x_{CG,2}, x_{CG,3}, x_{CG,4}, x_{CG,5}) \quad (13)$$

Quando a aeronave está voando, sempre teremos a tripulação, carga-paga ou combustível a bordo. Portanto, o passeio de CG dessa aeronave em voo será limitado por todos os cenários, exceto o primeiro. Isso nos permite determinar esse passeio de CG com:

$$x_{CG,fwd,flight} = \min(x_{CG,2}, x_{CG,3}, x_{CG,4}, x_{CG,5}) \quad (14)$$

$$x_{CG,aft,flight} = \max(x_{CG,2}, x_{CG,3}, x_{CG,4}, x_{CG,5}) \quad (15)$$

A.3 Ponto neutro

O primeiro passo é o cálculo dos centros aerodinâmicos e inclinações das curvas de sustentação da asa e da cauda.

Inicialmente precisamos calcular o enfilechamento da asa na posição de máxima espessura ($\Lambda_{max,w}$ ou `sweep_maxt_w`), que, usualmente, está localizada em 40% da corda: Nós iremos, mais uma vez, usar a função auxiliar `geo_change_sweep` para essa tarefa:

`sweep_maxt_w = geo_change_sweep(0.25, 0.40, sweep_w, b_w/2, cr_w, ct_w)`

A seguir, encontre o quadrado do fator de correção de compressibilidade β :

$$\beta^2 = 1 - M_{cruise}^2 \quad (16)$$

A inclinação da curva de sustentação para a asa é dada por (Raymer Eq. 12.6):

$$C_{L\alpha,w} = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR_w}{2 + \sqrt{4 + AR_w^2 \cdot \frac{\beta^2}{0.95^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{max,w}}{\beta^2}\right)}} \cdot 0.98 \quad (17)$$

O centro aerodinâmico da asa está localizado no quarto de corda da corda média aerodinâmica:

$$x_{AC,w} = x_{m,w} + \frac{c_{m,w}}{4} \quad (18)$$

O enfilechamento da empenagem horizontal na posição de máxima espessura ($\Lambda_{max,h}$ ou `sweep_maxt_h`) pode ser encontrado com:

`sweep_maxt_h = geo_change_sweep(0.25, 0.40, sweep_h, b_h/2, cr_h, ct_h)`

A inclinação da curva de sustentação da empenagem horizontal é dada por (Raymer Eq. 12.6):

$$C_{L\alpha,h} = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR_h}{2 + \sqrt{4 + AR_h^2 \cdot \frac{\beta^2}{0.95^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{max,h}}{\beta^2}\right)}} \cdot 0.98 \quad (19)$$

O centro aerodinâmico da empenagem horizontal é localizado no quarto de corda da corda média aerodinâmica:

$$x_{AC,h} = x_{m,h} + \frac{c_{m,h}}{4} \quad (20)$$

O fator de *downwash* é estimado por (Nelson Eq. 2.23):

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = \frac{2 \cdot C_{L\alpha,w}}{\pi \cdot AR_w} \quad (21)$$

A inclinação da curva de momento da fuselagem é dado por (Raymer Eq. 16.25):

$$C_{M\alpha,f} = 0.03 \cdot \frac{180}{\pi} \cdot \frac{D_f^2 \cdot L_f}{c_{m,w} \cdot S_w} \quad (22)$$

Agora podemos, finalmente, estimar o ponto neutro com (Raymer Eq 16.9 e Eq 16.23):

$$x_{NP} = \frac{C_{L\alpha,w} \cdot x_{AC,w} - C_{M\alpha,f} \cdot c_{m,w} + \eta_h \cdot \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L\alpha,h} \cdot \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot x_{AC,h}}{C_{L\alpha,w} + \eta_h \cdot \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L\alpha,h} \cdot \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)} \quad (23)$$

A.4 Margem estática

Agora podemos avaliar a variação da margem estática da aeronave usando a variação de CG esperada durante o voo:

$$SM_{fwd} = \frac{x_{NP} - x_{CG,fwd,flight}}{c_{m,w}} \quad (24)$$

$$SM_{aft} = \frac{x_{NP} - x_{CG,aft,flight}}{c_{m,w}} \quad (25)$$

A.5 Fração de peso do trem de pouso de nariz

A fração do peso aplicado no trem de pouso de nariz para a posição mais dianteira do CG é:

$$\eta_{nlg,fwd} = \frac{x_{mlg} - x_{CG,fwd}}{x_{mlg} - x_{nlg}} \quad (26)$$

A fração de peso aplicado no trem de pouso de nariz para a posição mais traseira do CG é:

$$\eta_{nlg,aft} = \frac{x_{mlg} - x_{CG,aft}}{x_{mlg} - x_{nlg}} \quad (27)$$

A.6 Ângulo de *tipback*

Se assumirmos que o CG está no eixo da aeronave ($z = 0$), o ângulo de *tipback* pode ser calculado como:

$$\alpha_{tipback} = \arctan\left(\frac{x_{CG,aft} - x_{mlg}}{z_{lg}}\right) \quad (28)$$

A.7 Ângulo de *Tailstrike*

O ângulo de *tailstrike* é dado por:

$$\alpha_{tailstrike} = \arctan\left(\frac{z_{tailstrike} - z_{lg}}{x_{tailstrike} - x_{mlg}}\right) \quad (29)$$

A.8 Ângulo de *Overturn*

Nós vamos usar a definição do ângulo de *overturn* como definido por Raymer (Fig. 1).

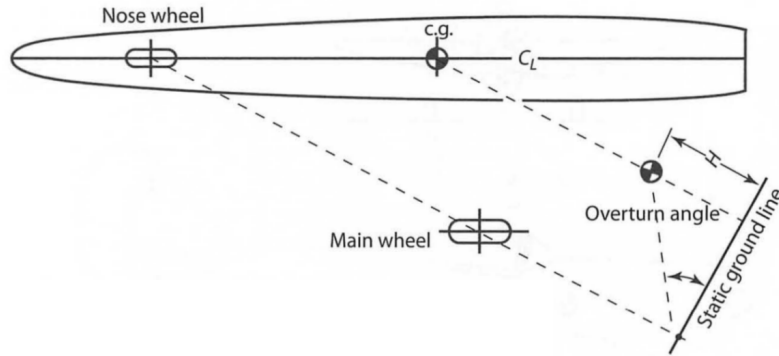


Figura 1: Ângulo de Overturn (Raymer Fig. 11.5).

Primeiro calculamos a *static ground line distance* (SGL) com:

$$SGL = \frac{(x_{CG,fwd} - x_{nlg}) \cdot y_{mlg}}{\sqrt{(x_{mlg} - x_{nlg})^2 + y_{mlg}^2}} \quad (30)$$

Se assumirmos que o CG da aeronave está no plano $z = 0$, então podemos encontrar o ângulo de *overturn* ($\phi_{overturn}$) com:

$$\phi_{overturn} = \arctan\left(-\frac{z_{lg}}{SGL}\right) \quad (31)$$