

PRJ - 22 - Projeto Conceitual de Aeronave

Lab 03

Atividade em Grupo

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

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

Instruções

1. Data de entrega: 12/09/2021, 23:59;
2. Envie a solução para dantas@ita.br;
3. Os grupos devem enviar o código fonte - o código deverá ser comentado!;
4. Deduções por atraso: a cada dia, 2,0 pontos são descontados da nota final;
5. Os grupos podem discutir soluções, mas não podem compartilhar códigos.

1 Introdução

Nós precisamos desenvolver um ciclo de análises que calcule as métricas de desempenho baseadas nas variáveis de projeto. Dessa maneira, podemos variar essas variáveis de projeto e verificar o impacto nas métricas da aeronave. Isso permite, ainda, a utilização de técnicas de otimização para encontrar a aeronave que melhor atende aos requisitos de projeto. Esse guia introduz os principais componentes desse ciclo de análises e suas interfaces.

2 Visão geral do ciclo de análise

O ciclo de análise da aeronave deve ser composto por módulos organizados de uma maneira lógica. Essa estrutura deve aumentar a quantidade de informações sobre esse projeto de maneira consistente. Devido à complexidade da análise do projeto de uma aeronave, ciclos iterativos internos são necessários para resolver o problema.

Para essa disciplina, iremos usar o ciclo de análise descrito na Fig. 1

Esse ciclo recebe as variáveis de projeto que devem ser escolhidas pelo projetista (como parâmetros geométricos da aeronave, tipo de flap e número de motores) e retorna métricas de desempenho (como MTOW¹, tração necessária e margem estática).

Existem dois processos iterativos dentro desse ciclo de análise. O primeiro é necessário para determinar o MTOW (ou W_o) e o segundo é usado para computar a tração necessária para a decolagem (T_0).

2.1 Estrutura de programação

Primeiro, crie uma pasta para armazenar todos os scripts desse projeto. Eu vou me referir à esta pasta como *pasta principal* ao longo deste documento.

Adicione à esta pasta o script `design_tools.py` fornecido. Você implementará o código deste Lab na parte dedicada do script.

Crie outro script Python (por exemplo, `homework.py`) dentro da pasta principal. Você implementará as chamadas de função necessárias para resolver as tarefas nesse script. Você pode acessar as funções do `design_tools.py` nesse script ao importá-lo no começo do script. Por exemplo, se você quer utilizar a função `atmosphere` (do arquivo suplementar `aux_tools.py`) no seu novo script, você pode usar:

¹ *Maximum Takeoff Weight*, Peso Máximo de Decolagem

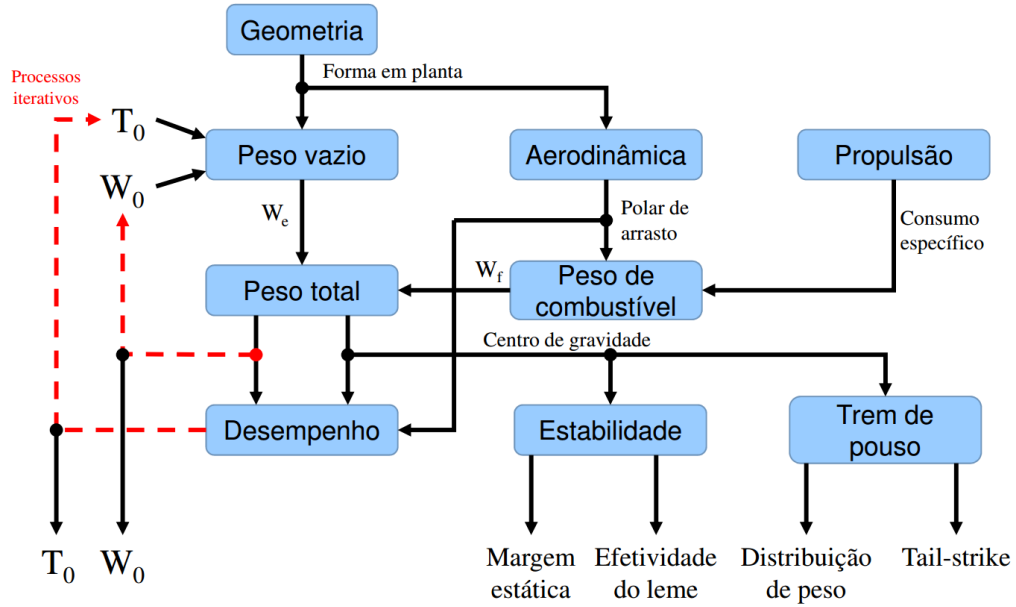


Figura 1: Ciclo de análise usado nesse curso.

```

import aux_tools as at
T,p,rho,mi = at.atmosphere(10000)
print(T)

```

Sugerimos que você tenha um script para as tarefas dos Labs e outro script para projetar sua aeronave (além dos `aux_tools.py` e do `design_tools.py`).

3 Geometria

O módulo de geometria é responsável por transformar os parâmetros geométricos dimensionais e não-dimensionais na descrição tridimensional da aeronave.

Por exemplo, nós devemos utilizar os parâmetros geométricos como alongamento (AR) e coeficiente de volume de cauda (C_{VT}) para determinar as coordenadas x , y e z da raiz e da ponta de todas as superfícies aerodinâmicas.

Nesse ponto nós devemos assumir que o projetista já desenvolveu os estudos de layout da cabine para determinar o comprimento (L_f) e o diâmetro (D_f) da fuselagem.

3.1 Inputs

Os inputs para esse módulo são:

- Parâmetros geométricos da asa: S_w , AR_w , λ_w , Λ_w , δ_w , $x_{r,w}$, e $z_{r,w}$.
- Parâmetros geométricos da empenagem horizontal: C_{ht} , AR_h , λ_h , Λ_h , δ_h , $L_h/c_{m,w}$, e $z_{r,h}$.
- Parâmetros geométricos da empenagem vertical: C_{vt} , AR_v , λ_v , Λ_v , L_v/b_w , e $z_{r,v}$.

3.2 Outputs

Os outputs desse módulo são:

- Parâmetros dimensionais da asa: b_w , $c_{r,w}$, $x_{t,w}$, $y_{t,w}$, $z_{t,w}$, $c_{t,w}$, $x_{m,w}$, $y_{m,w}$, $z_{m,w}$, e $c_{m,w}$.
- Parâmetros dimensionais da empenagem horizontal: S_h , b_h , $x_{r,h}$, $c_{r,h}$, $x_{t,h}$, $y_{t,h}$, $z_{t,h}$, $c_{t,h}$, $x_{m,h}$, $y_{m,h}$, $z_{m,h}$, e $c_{m,h}$.
- Parâmetros dimensionais da empenagem vertical: S_v , b_v , $x_{r,v}$, $c_{r,v}$, $x_{t,v}$, $z_{t,v}$, $c_{t,v}$, $x_{m,v}$, $z_{m,v}$, e $c_{m,v}$.

3.3 Dimensionamento da asa

Nessa subseção iremos explicar como dimensionar a asa baseando-se na área (S_w) e parâmetros adimensionais (alongamento AR_w , afilamento λ_w , enflechamento no quarto de corda Λ_w e ângulo de diedro δ_w).

Primeiro iremos usar a definição do alongamento para computar a envergadura b_w :

$$b_w = \sqrt{AR_w \cdot S_w} \quad (1)$$

Agora podemos computar a corda na raiz $c_{r,w}$ com:

$$c_{r,w} = \frac{2S_w}{b_w(1 + \lambda_w)} \quad (2)$$

A corda na ponta pode ser determinada com:

$$c_{t,w} = \lambda_w \cdot c_{r,w} \quad (3)$$

Agora iremos computar as coordenadas do bordo de ataque da ponta da asa em relação ao nariz da fuselagem. A envergadura já define a posição lateral da ponta da asa:

$$y_{t,w} = \frac{b_w}{2} \quad (4)$$

Como o enflechamento é tomado no quarto de corda, a posição longitudinal da ponta da asa é dada por:

$$x_{t,w} = x_{r,w} + y_{t,w} \tan \Lambda_w + \frac{c_{r,w} - c_{t,w}}{4} \quad (5)$$

Agora podemos, finalmente, determinar a localização vertical do bordo de ataque da ponta da asa utilizando o ângulo de diedro:

$$z_{t,w} = z_{r,w} + y_{t,w} \tan \delta_w \quad (6)$$

Em seguida, computamos a corda média aerodinâmica da asa com:

$$c_{m,w} = \frac{2c_{r,w}}{3} \cdot \frac{1 + \lambda_w + \lambda_w^2}{1 + \lambda_w} \quad (7)$$

A posição lateral da corda média aerodinâmica pode ser computada com:

$$y_{m,w} = \frac{b_w}{6} \cdot \frac{1 + 2\lambda_w}{1 + \lambda_w} \quad (8)$$

As outras coordenadas do bordo de ataque da corda média aerodinâmica podem ser computadas utilizando o enflechamento e diedro nessa posição intermediária da envergadura:

$$x_{m,w} = x_{r,w} + y_{m,w} \tan \Lambda_w + \frac{c_{r,w} - c_{m,w}}{4} \quad (9)$$

$$z_{m,w} = z_{r,w} + y_{m,w} \tan \delta_w \quad (10)$$

3.4 Dimensionamento da empenagem horizontal

Inicialmente precisamos determinar a área da empenagem horizontal baseado no seu coeficiente de volume:

Da definição de alavanca adimensional da empenagem nós podemos:

$$L_h = \frac{L_h}{c_{m,w}} \cdot c_{m,w} \quad (11)$$

O coeficiente de volume de cauda para a empenagem horizontal fornece:

$$S_h = \frac{S_w \cdot c_{m,w}}{L_h} \cdot C_{ht} \quad (12)$$

Agora que sabemos a área da empenagem horizontal, podemos repetir a maior parte do processo de dimensionamento da asa. Primeiro podemos usar a definição de alongamento para determinar a envergadura b_h :

$$b_h = \sqrt{AR_h \cdot S_h} \quad (13)$$

Em seguida podemos computar a corda na raiz $c_{r,h}$ com:

$$c_{r,h} = \frac{2S_h}{b_h(1 + \lambda_h)} \quad (14)$$

A corda na ponta pode ser determinada com:

$$c_{t,h} = \lambda_h \cdot c_{r,h} \quad (15)$$

Agora precisamos definir as propriedades da corda média aerodinâmica, já que a alavanca da empenagem é definida de acordo com esse valor. A corda média aerodinâmica da empenagem horizontal é:

$$c_{m,h} = \frac{2c_{r,h}}{3} \cdot \frac{1 + \lambda_h + \lambda_h^2}{1 + \lambda_h} \quad (16)$$

A posição longitudinal do bordo de ataque da corda média aerodinâmica da empenagem horizontal é:

$$x_{m,h} = x_{m,w} + L_h + \frac{c_{m,w} - c_{m,h}}{4} \quad (17)$$

A posição lateral da corda média aerodinâmica pode ser computada com:

$$y_{m,h} = \frac{b_h}{6} \cdot \frac{1 + 2\lambda_h}{1 + \lambda_h} \quad (18)$$

A posição vertical da corda média aerodinâmica é dada por:

$$z_{m,h} = z_{r,h} + y_{m,h} \tan \delta_h \quad (19)$$

Agora que sabemos as coordenadas do bordo de ataque da corda média aerodinâmica, podemos usar o enflechamento para encontrar a posição do bordo de ataque da raiz:

$$x_{r,h} = x_{m,h} - y_{m,h} \tan \Lambda_h + \frac{c_{m,h} - c_{r,h}}{4} \quad (20)$$

Nós podemos, finalmente, determinar as coordenadas do bordo de ataque da ponta da empenagem horizontal com as mesmas expressões que usamos para a asa:

$$y_{t,h} = \frac{b_h}{2} \quad (21)$$

$$x_{t,h} = x_{r,h} + y_{t,h} \tan \Lambda_h + \frac{c_{r,h} - c_{t,h}}{4} \quad (22)$$

$$z_{t,h} = z_{r,h} + y_{t,h} \tan \delta_h \quad (23)$$

3.5 Dimensionamento da empenagem vertical

Atenção especial é necessária nessa seção dado que a direção da envergadura da empenagem vertical é ao longo do eixo z , ao invés do eixo y . Além disso, a empenagem vertical não é simétrica em relação à sua raiz.

Inicialmente precisamos determinar a área da empenagem vertical baseando-se no coeficiente de volume. Da definição da alavanca adimensional temos:

$$L_v = \frac{L_v}{b_w} \cdot b_w \quad (24)$$

O coeficiente de volume de cauda para a empenagem vertical fornece:

$$S_v = \frac{S_w \cdot b_w}{L_v} \cdot C_{vt} \quad (25)$$

Agora que sabemos a área da empenagem vertical, podemos repetir a maior parte do processo de dimensionamento da asa. Inicialmente, vamos usar a definição do alongamento para calcular a envergadura b_v

$$b_v = \sqrt{AR_v \cdot S_v} \quad (26)$$

Em seguida podemos calcular a corda na raiz $c_{r,v}$ com:

$$c_{r,v} = \frac{2S_v}{b_v(1 + \lambda_v)} \quad (27)$$

A corda na ponta pode ser determinada com:

$$c_{t,v} = \lambda_v \cdot c_{r,v} \quad (28)$$

Agora precisamos definir as propriedades da corda média aerodinâmica, já que a alavanca da empenagem é definida de acordo com esse valor. A corda média aerodinâmica da empenagem vertical é:

$$c_{m,v} = \frac{2c_{r,v}}{3} \cdot \frac{1 + \lambda_v + \lambda_v^2}{1 + \lambda_v} \quad (29)$$

A posição longitudinal do bordo de ataque da corda média aerodinâmica da empenagem vertical é:

$$x_{m,v} = x_{m,w} + L_v + \frac{c_{m,w} - c_{m,v}}{4} \quad (30)$$

A posição vertical da corda média aerodinâmica pode ser calculada com:

$$z_{m,v} = z_{r,v} + \frac{b_v}{3} \cdot \frac{1 + 2\lambda_v}{1 + \lambda_v} \quad (31)$$

Note que nós tivemos que modificar a expressão para considerar a envergadura da empenagem vertical como a meia envergadura de uma superfície equivalente com a simetria na raiz. Agora que sabemos as coordenadas do bordo de ataque da corda média aerodinâmica, nós podemos usar o enflechamento para encontrar a posição do bordo de ataque da raiz:

$$x_{r,v} = x_{m,v} - (z_{m,v} - z_{r,v}) \tan \Lambda_v + \frac{c_{m,v} - c_{r,v}}{4} \quad (32)$$

Nós podemos, finalmente, determinar as coordenadas do bordo de ataque da ponta da empenagem vertical com as mesmas expressões usadas para a asa após trocar as coordenadas y e z :

$$z_{t,v} = z_{r,v} + b_v \quad (33)$$

$$x_{t,v} = x_{r,v} + (z_{t,v} - z_{r,v}) \tan \Lambda_v + \frac{c_{r,v} - c_{t,v}}{4} \quad (34)$$

Isso conclui o dimensionamento das superfícies aerodinâmicas. Você talvez tenha que adaptar essas equações se você deseja criar configurações não convencionais.

4 Código

Essa atividade é focada em implementar os cálculos anteriores em um código em Python3. Para isso, o grupo deve criar uma função chamada `geometry`:

```
def geometry(aircraft):
```

```
# Your code should be here
```

```
    return dimensions
```

É importante que essa função seja chamada de `geometry` e receba esse input e tenha esse output!

A variável `aircraft` é um dicionário contendo outros dicionários. Para importar o caso de testes, utilize a função `default_aircraft`, disponível no `design_tools.py`. Observe os dicionários internos ao dicionário `aircraft` na função mencionada. Observe a construção do dicionário `geo_param` abaixo:

```
1 geo_param = {'wing': wing,
2             'EH': EH,
3             'EV': EV}
```

O dicionário `wing` é composto por:

- S
- AR
- taper

- sweep
- dihedral
- xr
- zr

O dicionário EH é composto por:

- Cht
- AR
- taper
- sweep
- dihedral
- Lc
- zr

O dicionário EV é composto por:

- Cvt
- AR
- taper
- sweep
- Lb
- zr

Note que as variáveis perderam seus índices (`_w`, `_h` e `_v`), já que elas estão, agora, nos seus respectivos dicionários.

O dicionário `dimensions` tem uma construção similar, mas com as variáveis dimensionais previamente definidas. Note que você deve ter `dimensions['wing']['b']`, `dimensions['EH']['b']` e `dimensions['EV']['b']` para a envergadura da asa, envergadura da empenagem horizontal e envergadura da empenagem vertical, por exemplo.

4.1 Dicas de código

Você não precisa usar o nome completo de uma variável o tempo todo. Você pode definir variáveis auxiliares para cada input. Você pode usar algo como `S_w = aircraft['geo_param']['wing']['S']` para que não tenha que ficar digitando o caminho completo (`aircraft['geo_param']['wing']['S']`) todas as vezes (usando, a partir desse ponto, a variável `S_w`).

Para criar um dicionário vazio (necessário para criar `dimensions`), você pode:

```
1 wing = {}
2 EH = {}
3 EV = {}
4 dimensions = {'wing' : wing,
5               'EH' : EH,
6               'EV' : EV}
```

Em seguida você pode utilizar `dimensions['wing']['b'] = b_w` para atribuir as variáveis para o dicionário. Note que o dicionário `wing` foi criado e depois atribuído ao dicionário `dimensions`. Depois disso, o par (chave, valor) = ('b', `b_w`) pode ser atribuído.

4.2 Caso de testes

Considere um caso de testes com o dicionário `aircraft` gerado pela função `default_aircraft`. Você deve obter os seguintes resultados:

```
1 {
2   "wing": {
3     "b": 28.074988869098416,
4     "cr": 5.3933059334262,
5     "ct": 1.267426894355157,
6     "xt": 18.944010614572072,
7     "yt": 14.037494434549208,
8     "zt": 1.2281216273313065,
9     "cm": 3.756317488774531,
10    "xm": 15.659971822785682,
11    "ym": 5.569532204800901,
12    "zm": 0.4872709290626237
13  },
14  "EH": {
15    "S": 18.196687370600415,
16    "L": 18.143013470780986,
17    "b": 9.18872294715571,
18    "cr": 2.849393124273043,
19    "ct": 1.1112633184664868,
20    "xr": 33.07320337042791,
21    "xt": 35.74855563619494,
22    "yt": 4.594361473577855,
23    "zt": 0.16043863798057872,
24    "cm": 2.107457619636192,
25    "xm": 34.21520026085125,
26    "ym": 1.9611423076663264,
27    "zm": 0.06848459846652999
28  },
29  "EV": {
30    "S": 14.959999999999999,
31    "L": 15.44124387800413,
32    "b": 4.358807176281144,
33    "cr": 3.944978890651773,
34    "ct": 2.919284379082312,
35    "xr": 29.25388711043971,
36    "xt": 33.299364009371466,
37    "zt": 4.358807176281144,
38    "cm": 3.4576757510555542,
39    "xm": 31.17587613521955,
40    "zm": 2.070850918999471
41  }
42 }
```

Lembrando do Lab00, você pode atualizar o dicionário `aircraft` com as variáveis calculadas na função `geometry` utilizando:

```
1 aircraft = dt.default_aircraft()
2
3 new_dimensions = dt.geometry(aircraft)
4
5 aircraft['dimensions'].update(new_dimensions)
```

Desse modo, você não perde as variáveis já definidas pela função `default_aircraft`.

Você pode utilizar a função auxiliar `plot3d` fornecida com o arquivo `aux_tools.py` para gerar uma vista em 3D da aeronave.

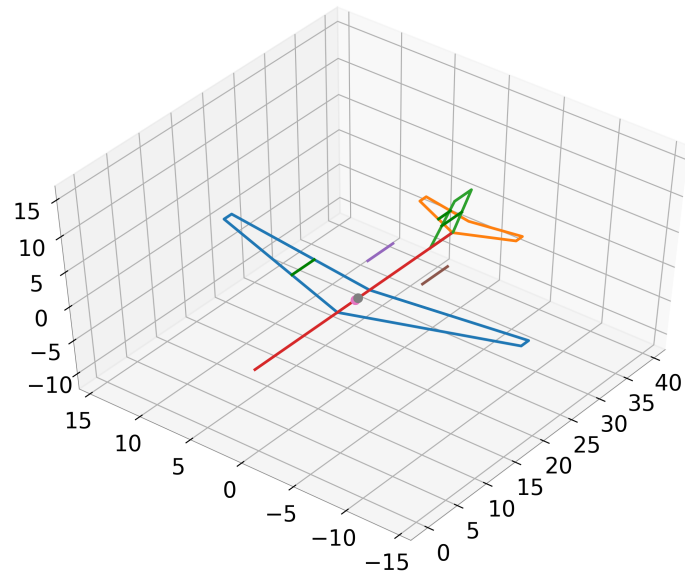


Figura 2: Vista em 3D da aeronave de testes

5 Exercício

Essa atividade vai ser avaliada baseando-se na correção do código. Preste atenção aos nomes de funções e das variáveis! O grupo deve entregar um arquivo capaz de ser testado! Idealmente, dois arquivos `.py` devem ser entregues: um com a função `geometry` (coloque essa função dentro do `design_tools.py`, no local indicado) e outro arquivo com um script que chama essa função e apresenta os resultados.