



TAE

ÍNDICE:

Lección 2: Vehículos aeroespaciales **pág. 4**

Lección 3: Partes del avión **pág. 4-5**

Lección 4: La atmósfera estándar internacional **pág. 5**

Ejercicios entorno atmosférico: **pág. 6-9**

Lección 5: Introducción a la mecánica de fluidos **pág. 10**

Lección 6: Ecuación de la conservación de la masa **pág. 11**

Lección 7: Ecuación de la conservación del movimiento **pág. 11**

Lección 8: Aspectos cualitativos del flujo viscoso **pág. 12**

Lección 9: Aspectos cualitativos del flujo compresible **pág. 12**

Ejercicios mecánica de fluidos: **pág. 13-18**

Lección 10: Aerodinámica de perfiles **pág. 19**

Ejercicios aerodinámica de perfiles: **pág. 20-25**

Lección 11: Aerodinámica de alas **pág. 26-27**

Ejercicios aerodinámica de alas: **pág. 27-29**

ÍNDICE:

Lección 13: Sistemas de propulsión **pág. 30**

Lección 15: Sistemas de propulsión no autónomo por chorro **pág. 31**

Lección 16: Sistemas de propulsión autónomos **pág. 32**

Ejercicios de propulsión: **pág. 32-36**

Lección 17-21: Actuaciones del avión **pág. 37-40**

Ejercicios de actuaciones: **pág. 41-51**

Lección 24 : Clasificación y arquitectura de las AAG **pág. 52**

Lección 25 : Principios de vuelo y actuaciones de las AAG **pág. 52-54**

Ejercicios de helicópteros: **pág. 54-57**

Lección 33: Lanzadores y misiles **pág. 58**

Lección 34: Mecánica orbital **pág. 58**

Lección 35: Misiones espaciales **pág. 59-60**

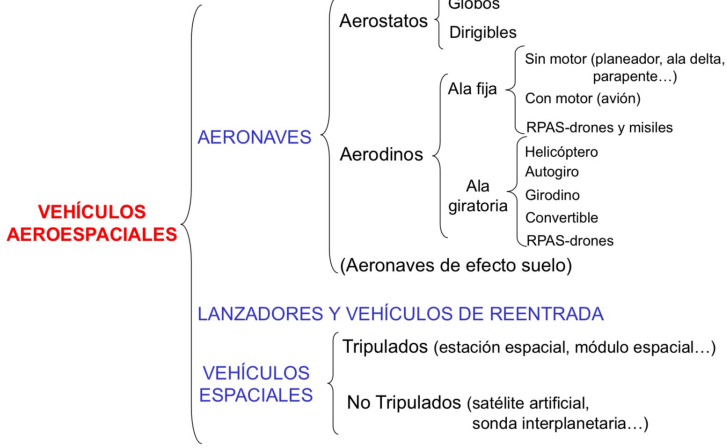
Ejercicios de mecánica orbital: **pág. 61-64**

Resumen vídeos teoría:

Exámenes Resueltos: **pág. 65-138**

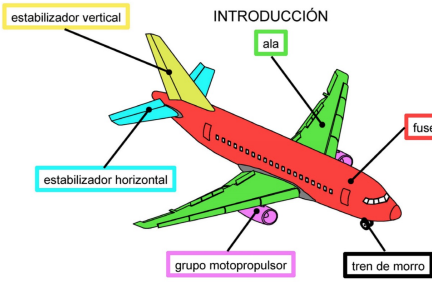
LECCIÓN 2: VEHÍCULOS AEROSPACIALES

2.1 Introducción (Cont.)

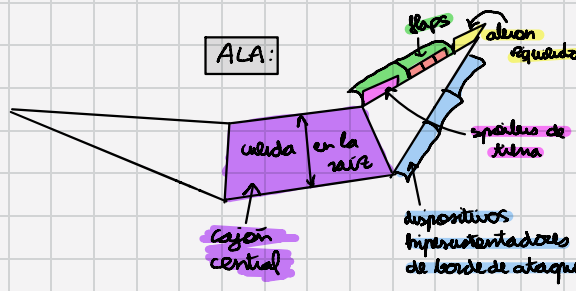
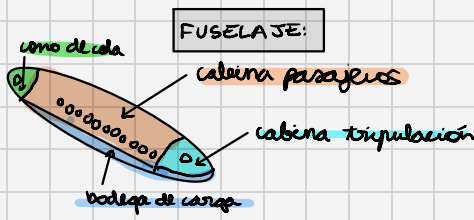


Lección 3: partes del avión

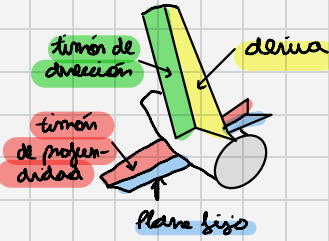
3.1 Introducción Partes en un avión de transporte



(máquina, personas, ...)



Puntos de las superficies estabilizadoras



Superficies de control en los aviones:

AERONES: para cular momento de balance



eje x.

TIMÓN DE PROFUNDIDAD: para cular momento de cabeceo eje y



TIMÓN DE DIRECCIÓN: para cular momento de guiñada, eje z



Lección 4: la atmósfera estándar internacional

Conceptos clave:

Altitud: distancia media entre el nivel del mar (MSL) y una aeronave.

Alta: distancia media entre la superficie terrestre y un objeto.

Altitud absoluta: distancia medida entre la dirección vertical desde el centro de la tierra y un objeto.

$$r = z + R_T$$

radio tierra

altitud

altitud absoluta

ECUACIÓN DE LA FLUIDO-ESTÁTICA

$$dp = -\rho g dz$$

densidad altura

densidad

densidad presión

DATOS DE LA ISA A NIVEL DEL MAR

Presión: $P_0 = 101325 \text{ Pa}$

Temperatura: $T_0 = 288.15 \text{ K}$

Gravedad: $g = 9.81 \text{ m/s}^2$

Densidad: $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$

FÓRMULAS ISA

TROPOSFERA: $(0 \leq z \leq 11000) \text{ m}$

$$T(z) = 288.15 (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot z) \text{ K } \text{unidad}$$

$$P(z) = 101325 (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot z)^{5.26} \text{ Pa}$$

$$\rho(z) = 1.225 (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot z)^{4.26} \text{ kg/m}^3$$

ESTRATOSFERA: $(11000 \leq z \leq 20000) \text{ m}$

$$T(z) = 216.65 \text{ K } (\text{cte.})$$

$$P(z) = 22632 e^{-15.8 \cdot 10^{-5} (z - 11000)} \text{ Pa}$$

$$\rho(z) = 0.364 e^{-15.8 \cdot 10^{-5} (z - 11000)} \text{ kg/m}^3$$

Enunciados

1. Entorno Atmosférico

1.1 Empleando las ecuaciones de la atmósfera estándar determinar:

- la presión, temperatura y densidad del aire para una altitud de 5000 m [$p(5000) = 53952 \text{ Pa}$, $\rho(5000) = 0,735 \text{ kg/m}^3$, $T(5000) = 255,5 \text{ K}$],
- la presión, temperatura y densidad del aire para una altitud 12000 m [$p(12000) = 19268 \text{ Pa}$, $\rho(12000) = 0,310 \text{ kg/m}^3$, $T(12000) = 216,7 \text{ K}$],
- la altitud a la que la presión del aire es el 30% de la presión a nivel del mar [$z = 9059 \text{ m}$],
- la altitud a la que la densidad del aire es el 20% de la densidad a nivel del mar [$z = 13510 \text{ m}$]
- la altitud a la que la temperatura del aire es 240 K [$z = 7408 \text{ m}$].

a) $z = 5000 \text{ m}$ **TROPOSFERA**

$$p(z) = 101325 (1 - 2,26 \cdot 10^{-5} \cdot 5000)^{5,26} \quad p_a = 53952 \text{ Pa}$$

$$T(z) = 288,15 (1 - 2,26 \cdot 10^{-5} \cdot 5000) \text{ K} = 255,5 \text{ K}$$

$$\rho(z) = 1,225 (1 - 2,26 \cdot 10^{-5} \cdot 5000)^{4,26} \text{ kg/m}^3 = 0,735 \text{ kg/m}^3$$

b) $z = 12000$ **ESTRATOSPERA**

$$p(z) = 22632 e^{[-15,8 \cdot 10^{-5} (12000 - 11000)]} \quad p_a = 19268 \text{ Pa}$$

$$T(z) = 216,65 \text{ K} \quad (\text{const. para la estratosfera})$$

$$\rho(z) = 0,364 e^{[-15,8 \cdot 10^{-5} (12000 - 11000)]} \text{ kg/m}^3 = 0,311 \text{ kg/m}^3$$

c) Altitud a la que la presión del aire es el 30% de la del mar

$$P_{SNL} (\text{nivel del mar}) = 101325 \text{ Pa} \quad \text{DATOS}$$

$$P_{aue} = 0,3 \cdot P_{SNL} = 30397,5 \text{ Pa}$$

$$p(z) = 101325 (1 - 2,26 \cdot 10^{-5} \cdot z)^{5,26} ;$$

$$\frac{30397,5}{101325} = (1 - 2,26 \cdot 10^{-5} \cdot z)^{5,26} ;$$

$$\left(\frac{30397,5}{101325} \right)^{\frac{1}{5,26}} - 1 = -2,26 \cdot 10^{-5} z ; \quad z = \frac{\left(\frac{30397,5}{101325} \right)^{\frac{1}{5,26}} - 1}{-2,26 \cdot 10^{-5}} ; \quad z = 9052,5 \text{ m}$$

d) altitud a la que la densidad del aire es el 20% de la del mar

$$P_{SNL} = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_{aue} = 0,2 \cdot 1,225 \text{ kg/m}^3 = 0,245 \text{ kg/m}^3 \quad \text{DATOS}$$

$$\rho(z) = 1,225 (1 - 2,26 \cdot 10^{-5} \cdot z)^{4,26} ;$$

$$\left(\frac{0,245}{1,225} \right)^{\frac{1}{4,26}} - 1 = -2,26 \cdot 10^{-5} z ; \quad z = 13920 \text{ m}$$

e) altitud a la que $T = 240 \text{ K}$

$$\frac{240}{288,15} - 1 = -2,26 \cdot 10^{-5} z ; \quad z = 7594 \text{ m}$$

1.2 Un día en que la atmósfera se encuentra en calma (no hay viento), se realiza un experimento en el cual se mide la variación de la presión con la altitud, desde la superficie $z = 0$ m. hasta una altitud de $z = 5000$ m. El resultado del experimento puede expresarse como $P(z) = P_0 (1 - \lambda z)^2$, con $P_0 = 10^5$ Pa y $\lambda = 4,9 \times 10^{-5} \text{ m}^{-1}$. Considerando $g = g_0$ constante e igual a $9,81 \text{ m/s}^2$ ¿Cuál es la densidad a $z = 1000$ m? [$\rho(1000) = 0,950 \text{ kg/m}^3$]

$$z_i = 0 \quad P(z) = P_0 (1 - \lambda z)^2 \quad \lambda = 4,9 \cdot 10^{-5} \text{ m}^{-1}$$

$$z_f = 5000 \text{ m} \quad P_0 = 10^5 \text{ Pa} \quad g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

¿ Densidad a $z = 1000 \text{ m}^2$?

Ec. de la fluido - estática

$$dp = -g \rho dz$$

$$dP(z) = -g \rho dz$$

$$2 P_0 (1 - \lambda z) \cdot (-\lambda) = -g \rho$$

$$2 \cdot 10^5 (1 - 4,9 \cdot 10^{-5} \cdot 1000) \cdot (-4,9 \cdot 10^{-5}) = -9,81 \cdot \rho$$

$$\rho = 0,95 \text{ kg/m}^3$$

1.3 Un avión está volando a 10000 m de altitud en atmósfera estándar, con una presión en el interior de la cabina igual a la que existiría a 1800 m de altitud. Calcular la presión que mide el altímetro [$p = 26404$ Pa]

¿ Presión en $z = 10000 \text{ m}^2$ en atmósfera

$$P(z) = 101325 (1 - 2,26 \cdot 10^{-5} \cdot 10000)^5 = 26382,6 \text{ Pa}$$

1.4 Un parapentista mide la altitud con un instrumento muy preciso, resultando ésta igual a 1520 m. Con otro instrumento mide la presión atmosférica, que es $p = 0,85 \text{ atm}$. Según la ISA, ¿cuál es la diferencia de altitudes entre la medida de su instrumento y la altitud derivada de la presión? [$\Delta z = 174 \text{ m}$]

1.5 Durante el vuelo de un avión la presión en el interior de la cabina de pasajeros se mantiene igual a la que existiría en el exterior a 1800 m de altitud según la ISA. ¿Cuál es el valor de dicha presión expresado en atmósferas? [$p = 0,8 \text{ atm}$]

1.4. Un parapentista mide $z = 1520$.
 ¿i $p = 0,85 \text{ atm}$, ¿ diferencia entre ISA y medición?

$$0,85 \text{ atm} \cdot \frac{101325 \text{ Pa}}{1 \text{ atm}} = 86126,25 \text{ Pa}$$

FACTOR CONVERSIÓN

$$\left(\frac{86126,25}{101325} \right)^{\frac{1}{5,26}} - 1 = -2,26 \cdot 10^{-5} \cdot z ; z = 1346,25 \text{ m}$$

$$\Delta z = |z_2 - z_1| = 174 \text{ m}$$

1.5 P es igual a la que habría a 1800 m ¿cuánto vale?

$$P(z) = 101325 (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot 1800)^{5.26} = 81441.28 \text{ Pa}$$

$$\boxed{81441 \text{ Pa} = \frac{1 \text{ atm}}{101325 \text{ Pa}} = 0.8 \text{ atm}}$$

FACTOR DE CONVERSIÓN

1.6 Un globo realiza una medición de presiones durante su ascenso en la troposfera. Con los datos adquiridos, se ve que el perfil que mejor se ajusta a dichos datos es $P(z) = P_1 (1 - \lambda_1 z)^{2.5}$, donde $P_1 = 90 \text{ kPa}$ y $\lambda_1 = 4.9 \cdot 10^{-5} \text{ m}^{-1}$. Al día siguiente se realiza el mismo experimento, pero en esta ocasión el mejor ajuste a los datos obtenidos viene dado por $P(z) = P_2 \exp(-z/\lambda_2)$, donde $P_2 = 100 \text{ kPa}$ y $\lambda_2 = 9000 \text{ m}$. Sabiendo que ambos días la atmósfera estaba en calma, se pide:

- ¿Cuáles serán las discrepancias en los valores de las presiones de ambos modelos con respecto al modelo de la atmósfera estándar a una altitud de 4200 m? [$P_1 - P_{ISA} = 9444 \text{ Pa}$, $P_2 - P_{ISA} = 2675 \text{ Pa}$]
- ¿Cuáles serán las discrepancias en los valores de las densidades de ambos modelos con respecto al modelo de la atmósfera estándar a una altitud de 5000 m? [$\rho_1 - \rho_{ISA} = 0.0014 \text{ kg/m}^3$, $\rho_2 - \rho_{ISA} = 0.086 \text{ kg/m}^3$]

$$P(z) = P_1 (1 - \lambda_1 z)^{2.5} \quad \rho_1 = 90 \text{ kPa} \cdot \frac{1000 \text{ Pa}}{1 \text{ kPa}} = 90000 \text{ Pa}$$

$$\lambda_1 = 4.9 \cdot 10^{-5} \text{ m}^{-1}$$

$$P(z) = P_2 e^{-z/\lambda_2} \quad \rho_2 = 100 \text{ kPa} \cdot \frac{1000 \text{ Pa}}{1 \text{ kPa}} = 100000 \text{ Pa}$$

$$\lambda_2 = 9000 \text{ m}$$

a) $|P_1 - P_{ISA}|$ | $P_2 - P_{ISA}$ a $z = 4200 \text{ m}$

con ISA: $P(z) = 101325 (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot 4200)^{5.26} = 59963 \text{ Pa}$

con valores: $P_1(z) = 90000 (1 - 4.9 \cdot 10^{-5} \cdot 4200) = 50590 \text{ Pa}$

$$|P_1 - P_{ISA}| = |50590 - 59963| = 9372 \text{ Pa}$$

con ISA: $P(z) = 101325 (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot 4200)^{5.26} = 59963 \text{ Pa}$

con valores: $P_2(z) = 100000 e^{-4200/9000} = 62708.9$

$$|P_2 - P_{ISA}| = |62709 - 59963| = 2745 \text{ Pa}$$

b) discrepancias en la densidad a $z = 5000 \text{ m}$

ISA: $1.225 (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot 5000)^{2.5} = 0.735 \text{ kg/m}^3$

ρ_1 : Ec. hidrostática: $\frac{dP}{dz} = -\rho g$; $2.5 (1 - 4.9 \cdot 10^{-5} \cdot 5000)^{1.5} \cdot 90000 \cdot (-4.9 \cdot 10^{-5}) = -9.8 \cdot \rho$; $\rho = 0.738 \text{ kg/m}^3$

$$|\rho_1 - \rho_{ISA}| = 0.003 \text{ kg/m}^3$$

$$2e^{2x} = 4e^{2x} \quad 4e^{\frac{x}{2}}$$

$$\rho_2: 100000 \cdot \left(-\frac{1}{9000}\right) e^{-\frac{5000}{9000}} = -9.8 \cdot \rho$$

$$|\rho_2 - \rho_{ISA}| = 0.084 \text{ kg/m}^3$$

1.7 Suponiendo que es aplicable el modelo de atmósfera estándar, se desea conocer:



- a) la altitud a la que la temperatura del aire es 250 K.
- b) la presión, temperatura y densidad del aire para una altitud de 7000 m.
- c) la presión, temperatura y densidad del aire para una altitud 13000 m.
- d) la altitud a la que la presión del aire se reduce a la mitad de la presión a nivel del mar.
- e) Si a una altura determinada la temperatura es de 220 K, ¿cuánto valdrán la presión y la densidad?

a) $\frac{250}{288.15} - 1 = -2.26 \cdot 10^{-5} z, z = 5858 \text{ m}$

b) P, T y ρ para $z = 7000$
TROPOSFERA

$P(z) = 101325 \cdot (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot 7000)^{5.26} = 40955.9 \text{ Pa}$

$T(z) = 288.15 (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot 7000) = 242.156 \text{ K}$

$\rho(z) = 1.225 \cdot (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot 7000)^{4.26} = 0.588 \text{ kg/m}^3$

c) P, T y ρ para $z = 13000 \text{ m}$

$P(z) = 22632 e^{[-15.8 \cdot 10^{-5} (13000 - 11000)]} = 16500 \text{ Pa}$
ESTRATOSFERA

$T(z) = 216.65 \text{ K}$ (de. en la troposfera)

$\rho(z) = 0.264 e^{[-14.2 \cdot 10^{-5} (13000 - 11000)]} = 0.265 \text{ kg/m}^3$

d) z a la que paise es 0.5 la del mar

$\left(\frac{0.5 \cdot 101325}{101325}\right)^{5.26} - 1 = -2.26 \cdot 10^{-5} z, z = 5463 \text{ m}$

e) si T = 220 K, cuánto vale la presión y la densidad?

1º Calcular cuánto vale la altura?

$\frac{220}{288.15} - 1 = -2.26 \cdot 10^{-5} z, z = 10465 \text{ m}$

2º A partir de la altura usar la ISA para obtener la presión y la densidad

$P(z) = 101325 (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot 10465)^{5.26} = 24506 \text{ Pa}$

$\rho(z) = 1.225 \cdot (1 - 2.26 \cdot 10^{-5} \cdot 10465)^{4.26} = 0.888 \text{ kg/m}^3$