



PROBLEMA 1

Un rotor de radio $R=5,75$ m vuela a nivel del mar ($\rho=1,225$ kg/m³) y de él cuelgan una serie de pesos $W_1=1500$ kg, $W_2=3000$ kg, $W_3=6000$ kg. Calcular, mediante las expresiones de la teoría de cantidad de movimiento:

- 1- Velocidad inducida en el plano del disco y potencia ideal en vuelo a punto fijo.
- 2- Velocidad inducida en el plano del disco y potencia ideal en vuelo vertical ascendente de 5 m/s.
- 3- Si se suministra una potencia ideal $P_i=1,2P_{i0}$, cuál será la velocidad inducida en el plano del disco y la velocidad vertical.
- 4- El techo, si al rotor se le suministra una potencia ideal $P_i=1,1P_{i0}(h=0)$. ¿Y si se le suministra $P_i=350$ kw.

PROBLEMA 2

Un helicóptero de 5000 kg tiene un rotor principal de radio $R=5,75$ m que gira a $\Omega=300$ r.p.m y un rotor de cola de $\Phi=2$ m, cuyo eje está a una distancia $l_1=9,5$ m del rotor principal.

El helicóptero está en vuelo a punto fijo a 6600fts de altura y el piloto incrementa en un 30% la potencia suministrada por el motor al rotor principal. Calcular, a partir de las expresiones de la teoría de cantidad de movimiento:

- 1- Aceleración vertical instantánea que adquiere el helicóptero y la potencia total que tiene que suministrar el motor, si el rendimiento de la transmisión es del 90 %.
- 2- Estudiar si la potencia necesaria para ascender a velocidad vertical constante aumenta o disminuye con la altura.

PROBLEMA 3

Un helicóptero de 3000 kg tiene un rotor principal de radio $R=5,75$ m que gira a $\Omega=340$ r.p.m con 4 palas rectangulares de 0,3 m de cuerda con una torsión lineal $\theta_t = -8^\circ$; el perfil es NACA 0012 ($\alpha=5,73$; $\delta_0=0,0085$; $\delta_1=0$; $\delta_2=0,263$).

El helicóptero está en vuelo vertical a nivel del mar con una velocidad $V_v=5$ m/s y en otro caso de $V_v=0$ m/s. Calcular, a partir de las expresiones de la teoría de elemento de pala:

- 1- Potencia que debe suministrarse al rotor en cada caso.
- 2- Factor de mérito.
- 3- Potencia con efecto suelo que debe suministrarse al rotor cuando éste vuela a 5 metros del suelo.
- 4- Comparar los resultados con los obtenidos en el problema 1 y sacar conclusiones.

PROBLEMA 4

Un rotor de las siguientes características: $R = 5,75$ m ; pala $c = 0,3$ m rectangular; torsión lineal $\theta_t = -8^\circ$; $b = 4$; perfil NACA 0012 ($\alpha=5,73$; $\delta_0=0,0085$; $\delta_1=0$; $\delta_2=0,263$); $\Omega = 340$ r.p.m.

Vuela a nivel del mar con una masa puntual de 3000 kg y una velocidad descendente de 5 m/s y se pide calcular qué potencia debe suministrar el motor.

**PROBLEMA 5**

Un rotor articulado de las siguientes características: $R = 5,75$ m; pala rectangular de $c = 0,3$ m; torsión lineal $\theta_1 = -8^\circ$; número de palas $b = 4$; factor de Lock $\gamma = 15$; perfil NACA 0012 ($a = 5,73$; $\delta_0 = 0,0085$; $\delta_1 = 0$; $\delta_2 = 0,263$); velocidad angular del rotor $\Omega = 340$ r.p.m.

Vuela a nivel del mar con una masa puntual de 3000 kg en vuelo horizontal de $V = 30$ m/s con el rotor inclinado $\alpha = 8^\circ$ respecto a la horizontal.

Calcular:

1. Paso colectivo que tiene que dar el piloto para volar en estas condiciones.
2. Batimiento de las palas (solo 1º orden).
3. Potencia necesaria para el vuelo.
4. Fuerzas que aparecen en el rotor.

PROBLEMA 6

Un helicóptero de 8000 Kg de peso se encuentra volando a nivel del mar, si los datos de sus rotores son:

Rotor principal: Tipo articulado; $D=15,0$ m; $b=4$; $\Omega=260$ rpm; $c=0,6$ m; perfil ($a = 5,73$; $\delta_0 = 0,0087$; $\delta_1 = -0,0216$; $\delta_2 = 0,4$); torsión= 0° .

Rotor cola: $d=3,0$ m; $b=4$; $\Omega=1270$ rpm; $c=0,3$ m; perfil ($a = 5,73$; $\delta_0 = 0,0085$; $\delta_1 = 0$; $\delta_2 = 0,263$); sin torsión.

Área parásita del helicóptero $f = 2$ m².

Calcular:

1. Altura respecto al suelo a la que se encuentra el rotor principal cuando vuela a punto fijo consumiendo una potencia de 1000 kw y se ve afectado por el efecto suelo.
2. Potencia que consume el rotor de cola si el helicóptero vuela con una velocidad $V = 200$ km/h, con un ángulo de asiento del rotor principal de 5° y de 0° para el rotor de cola, siendo la distancia entre los ejes de los rotores de $l_t = 9,5$ m.

PROBLEMA 7

Un prototipo de rotor bipala de 15 m de diámetro y cuerda constante de valor $c = 0,3$ m, está girando a 350 r.p.m y a una altitud de 2000 m ($\rho = 1,006$ kg/m³). Se sabe que la potencia máxima que proporciona el motor es de 600 kW, que el peso máximo al despegue es de 3.150 kg y que las palas del rotor tienen un perfil NACA 6408 ($C_L = 5,73 \alpha$; $C_D = 0,0087 - 0,021 \alpha + 0,4 \alpha^2$) sin torsión.

Si el helicóptero está volando con un peso del 80% del máximo al despegue, se desea conocer:

- ① ¿Es capaz de elevarse con una velocidad vertical de 5 m/s?
- ② Potencia que debe suministrar el motor para vuelo a punto fijo.
- ③ Velocidad vertical de descenso si se ve forzado a descender con un 50 % de la potencia máxima.
- ④ Velocidad de descenso en autorrotación.

NOTA: Se supone que el rendimiento de la transmisión es del 95%.



PROBLEMA 8

Un helicóptero de 4800 Kg de masa, que se encuentra volando a nivel del mar, tiene las siguientes características:

Rotor principal: radio=6,5 m; n° de palas=4; cuerda =0,4 m; torsión lineal=- 8°; perfil NACA 0012 (a=5,73; $\delta_0 = 0,0085$; $\delta_2 = 0,263$); Ω (rpm)=340.

Rotor antipar: radio=1 m ; n° de palas=2 ; cuerda=0,14 m ; torsión lineal=0° ; perfil NACA 0012; $\Omega = 5000$ r.p.m. Distancia entre rotores $l_t = 9,5$ m.

Calcular:

- 1.- Factor de mérito del rotor principal.
- 2.- Potencia que consumen los dos rotores cuando el helicóptero se encuentra volando con el rotor principal a 6 metros del suelo y con una velocidad angular de guiñada constante, (giro alrededor del eje del rotor principal), de 0,5 rad/s en un caso a derechas y en otro a izquierdas (visto desde arriba).

PROBLEMA 9

Un helicóptero de 4618 Kg de peso máximo y 851 Kg de capacidad de combustible tiene las siguientes características:

Fuente de potencia: 2 motores de 475 KW de potencia cada uno, con un consumo específico de $c_e = 0,5$ (kg/h)/kw, constante.

Fuselaje: placa plana equivalente es $f = 1,2 \text{ m}^2$, constante con el ángulo de asiento de éste.

Rotor: Articulado con las siguientes características: R = 6,7 m; n° de palas b = 4; Cuerda constante c = 0,40 m; Torsión lineal $\theta_t = - 4^\circ$; Perfil NACA 0012 ($\delta_0 = 0,0085$; $\delta_2 = 0,263$; a = 5,73); velocidad angular $\Omega = 340$ r.p.m ; Factor de Lock $\gamma = 15$.

Calcular:

- A.** Si el helicóptero vuela en horizontal, a nivel del mar, con una velocidad de 50 m/s y con el rotor formando un ángulo con la horizontal de $\alpha = - 5^\circ$.
- 1.- Paso colectivo que tiene que dar el piloto para volar en esas condiciones.
 - 2.- Potencia que suministra el motor al rotor.
- B.** Tomando como valor medio de C_D del rotor 0,01
- 3.- Máximo alcance del helicóptero indicando velocidad de vuelo y potencia suministrada por el motor.
 - 4.- Máxima autonomía del helicóptero indicando velocidad de vuelo y potencia suministrada por el motor.

**PROBLEMA 10**

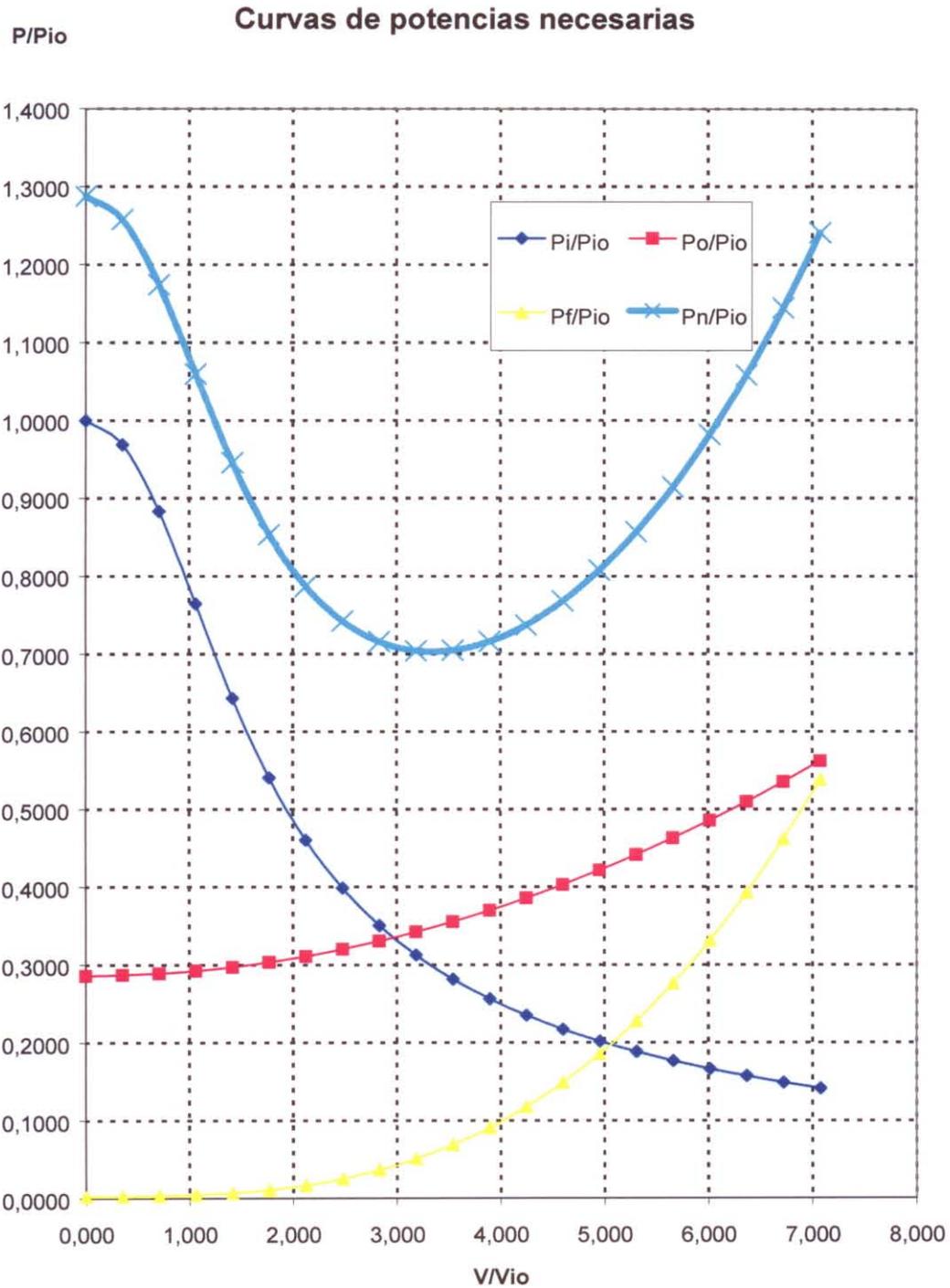
A partir de la información disponible de un helicóptero, deseamos calcular algunas de sus prestaciones. Los datos son los siguientes:

- Peso máximo al despegue 14000 kg.
- Rotor principal de 5 palas.
- Vuelo a nivel del mar.
- Pala rectangular con una cuerda de 0,5 m, torsión lineal de -7° y diámetro 18,9 m que gira a 230 rpm.
- Factor de Lock $\gamma=15$.
- Perfil aerodinámico definido por los siguientes valores: $a=5,73$; $\delta_0=0,0085$; $\delta_1=0$; $\delta_2=0,263$.
- Planta propulsora formada por tres motores con 1400 kw de potencia máxima continua cada uno.
- Consumo específico de combustible $=0,55$ kg/(kw.h).
- Transmisión con un rendimiento del 95%.
- Las potencias absorbidas por el rotor de cola y equipos auxiliares se desprecian.
- Velocidad de crucero 160 nudos (knots); 296,3 km/h.
- Curvas de potencia necesaria para cálculo de las actuaciones (ver página 5).

Se pide:

- ① Potencia necesaria para vuelo vertical **ascendente de 25 km/h**.
- ② Potencia necesaria para vuelo vertical **descendente de 25 km/h**.
- ③ **Paso colectivo** para vuelo de avance a la velocidad de crucero. El ángulo que forma el plano del rotor con la horizontal es $\alpha=6^\circ$.
- ④ Valor de f y $C_{d\text{ medio}}$.
- ⑤ Velocidades de máxima autonomía y máximo alcance.
- ⑥ Carga de combustible máxima, si se sabe que el alcance máximo son 600 km.
- ⑦ Autonomía para esa carga de combustible.

V	V/V _{io}	Pi/Pio	Po/Pio	Pf/Pio	Pn/Pio
0	0,000	1,0000	0,2861	0,0015	1,2876
10	0,708	0,8834	0,2888	0,0022	1,1744
20	1,416	0,6431	0,2971	0,0057	0,9460
30	2,123	0,4603	0,3109	0,0155	0,7867
40	2,831	0,3505	0,3303	0,0352	0,7160
50	3,539	0,2817	0,3551	0,0678	0,7046
60	4,247	0,2351	0,3855	0,1166	0,7372
70	4,955	0,2017	0,4214	0,1847	0,8077
80	5,662	0,1765	0,4628	0,2754	0,9147
90	6,370	0,1569	0,5097	0,3920	1,0586
100	7,078	0,1413	0,5622	0,5375	1,2409



PROBLEMA 11

Determinar la solidez equivalente de un rotor cuatripala de 15 m diámetro, con: $c_r=0,65$ m y $c_t=0,55$ m de valores de cuerda en encastre y cuerda en punta.

**PROBLEMA 12**

Dada la polar de un perfil a partir de los siguientes tabla de valores:

α	C_L	C_D
0	0,2	0,00870
4	0,6	0,00914
8	1,0	0,01348

Determinar: a , α_{OL} , δ_0 , δ_1 , δ_2 .

PROBLEMA 13

Razonar como se puede aplicar las teorías de cálculo desarrolladas, para el caso de un helicóptero birrotor en tándem: hipótesis, consideraciones, simplificaciones, etc.

PROBLEMA 14

Hemos recibido información privilegiada del nuevo helicóptero que está desarrollando una compañía y queremos evaluar sus características y prestaciones más relevantes. Los datos son:

- Rotor cuatripala.
- Pala rectangular con una cuerda de 0,6 m, torsión lineal de -12° y diámetro 15,60 m que gira a 265 rpm.
- Perfil aerodinámico con una pendiente de la curva de sustentación de 2π y coeficiente de resistencia medio de 0,01 .
- Altura desde el suelo al rotor principal 4,92 m .
- Planta propulsora formada por dos motores con 1184 kw de potencia máxima continua cada uno.
- Transmisión con un rendimiento del 75%.
- El rotor de cola y los equipos auxiliares consumen un 15% de la potencia total.
- Se sabe que la velocidad horizontal máxima del aparato es de 400 km/h con 8000 kg de peso.

A partir de estos datos se nos pide:

1. Peso máximo de despegue del aparato.
2. Velocidad ascensional máxima con 8000 kg.
3. Velocidad de máxima autonomía en vuelo horizontal con 8000 kg de peso.