

PROBLEMAS (2ª parte)

Problema 19

Se considera un avión en vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme, con velocidad V y ángulo de ataque α . El avión tiene un estabilizador horizontal formado por un perfil simétrico sin timón articulado; la deflexión del estabilizador es δ .

Se suponen conocidos los siguientes parámetros:

- Avión: l_t (distancia entre los centros aerodinámicos del ala y del estabilizador);
- Ala: $S, c, a_w, C_{m,ac_w}, i_w$;
- Estabilizador: $S_t, c_t, a_t, C_{m,ac_t} = 0$.

Suponiendo despreciables los efectos del fuselaje y los de la deflexión de estela, se pide:

Calcular la posición del punto neutro con mandos fijos, N_0

Notas:

- a) El ángulo de ataque α y la deflexión δ están referidos al eje del fuselaje.
- b) Los ángulos de ataque del ala y de la cola están referidos a sus líneas de sustentación nula.
- c) Suponer ángulos pequeños y simplificaciones habituales.

Problema 20

Se considera un avión de tipo Canard de peso W en vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme, con velocidad V y ángulo de ataque nulo referido al eje del fuselaje. El timón de altura consiste en un perfil simétrico; la deflexión del timón es i_t . El centro aerodinámico del ala se encuentra a una distancia x_a del centro de gravedad del avión.

Se suponen conocidos los siguientes parámetros:

- Avión: d (distancia entre los centros aerodinámicos del ala y del timón);
- Ala: $S, c, a_w, C_{m,ac_w}, C_{L_{0w}}, i_w$;
- Estabilizador: $S_t, c_t, a_t, C_{m,ac_t} = 0$.

Suponiendo despreciables los efectos por deflexión de estela, se pide:

1. Calcular C_{L_w} y C_{L_t} para volar con el avión equilibrado con un C_L dado y para x_a dado, teniendo en cuenta que la sustentación de la cola no es despreciable frente a la del ala.
2. Calcular i_w e i_t para volar con el avión equilibrado con un C_L dado y para x_a dado.
3. Calcular la posición del punto neutro con mandos fijos, N_0 .

Nota: Suponer ángulos pequeños y simplificaciones habituales.

Problema 21

Se considera un avión del que se conocen la carga alar W/S y las derivadas de estabilidad: C_{L_0} , C_{L_α} , $C_{L_{\delta_e}}$, C_{m_0} , C_{m_α} y $C_{m_{\delta_e}}$.

Se pide:

1. Calcular la deflexión del timón de profundidad δ_e necesaria para mantener el vuelo equilibrado (horizontal, rectilíneo y uniforme), a altitud (densidad ρ) y velocidad (V).

2. Calcular la derivada $\frac{d\delta_e}{dV}$, y analizar la influencia de la velocidad de vuelo V en la controlabilidad del avión.

3. Aplicación numérica:

$$W/S=2400 \text{ N/m}^2, \rho=0.6 \text{ kg/m}^3, V=170 \text{ m/s},$$

$$C_{L_0}=0.09, C_{L_\alpha}=5, C_{L_{\delta_e}}=0.25,$$

$$C_{m_0}=0.016, C_{m_\alpha} = -0.25, C_{m_{\delta_e}} = -0.75.$$

Problema 22

Se considera un avión monomotor con hélice tractora en vuelo horizontal rectilíneo y uniforme, volando con velocidad aerodinámica V , en presencia de un viento cruzado de magnitud V_w . El avión realiza una pasada horizontal a lo largo de la pista de aterrizaje, manteniendo el eje x_b alineado con la pista.

Sabiendo que el empuje del avión tiene la dirección del eje x_b , se pide:

1. Calcular el ángulo de resbalamiento β .

2. Supuestas conocidas las derivadas de estabilidad del avión C_{n_β} , $C_{n_{\delta_a}} = 0$, $C_{n_{\delta_r}}$, C_{l_β} , $C_{l_{\delta_a}}$ y $C_{l_{\delta_r}}$, y la fuerza lateral en el disco de la hélice $Y_P = K\beta$, calcular las deflexiones de alerones, δ_a , y de timón de dirección, δ_r , necesarias para mantener el vuelo en las condiciones indicadas.

3. Supuestas conocidas además las derivadas de estabilidad del avión C_{Y_β} , $C_{Y_{\delta_a}} = 0$ y $C_{Y_{\delta_r}}$, calcular el ángulo de alabeo (bank angle), μ , que tiene que poner el piloto para volar en las condiciones indicadas.

Notas.

— Se suponen conocidos además los siguientes parámetros: W, S, b, ρ, d , siendo d la distancia entre el plano de la hélice y el centro de gravedad del avión.

— Todos los ángulos que intervienen en el problema son pequeños, y pueden efectuarse las simplificaciones habituales.

Problema 23

Un avión de superficie alar S y envergadura b lleva suspendidas debajo de las semialas dos cargas de masa M_c , colocadas simétricamente a una distancia d del plano de simetría del avión.

En un momento dado el piloto suelta la carga de la semiala izquierda, y defleca los mandos de manera que continúa en vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme, **sin resbalamiento**.

Suponiendo que cada carga produce un incremento del coeficiente de resistencia del avión limpio igual a ΔC_D (referido a la superficie alar), y que se conocen las derivadas de estabilidad del avión: $C_{n_{\delta_a}}$, $C_{n_{\delta_r}}$, $C_{l_{\delta_a}}$ y $C_{l_{\delta_r}}$, se pide:

1. Calcular las deflexiones del timón de dirección (δ_r) y alerones (δ_a) para mantener el vuelo en las condiciones indicadas (despreciando el efecto del ángulo de alabeo necesario para que haya equilibrio de fuerzas laterales).

2. Aplicación numérica:

$$C_{n_{\delta_a}} = -0.014, C_{n_{\delta_r}} = 0.066, C_{l_{\delta_a}} = 0.053, C_{l_{\delta_r}} = -0.022, \\ S = 50 \text{ m}^2, \rho = 1 \text{ kg/m}^3, V = 100 \text{ m/s}, d/b = 0.25, \Delta C_D = 0.04, M_c = 200 \text{ kg}.$$

Problema 24

Una avión realiza un vuelo de exhibición horizontal, rectilíneo y uniforme, con velocidad V , con un hombre encima de la semiala derecha. El acróbata puede desplazarse lateralmente de forma que su centro de gravedad se sitúa a una distancia y_H del plano de simetría del avión y a una distancia h_H por encima del centro de gravedad del avión.

Suponiendo conocidas todas las características geométricas, aerodinámicas y másicas del avión, así como el peso del hombre, W_H , y el coeficiente de resistencia del hombre, C_{D_H} (con relación a una superficie de referencia S_H), se pide:

1. Determinar las incógnitas lateral-direccionales del problema cuando el vuelo se realiza con ángulo de **alabeo nulo** (alas a nivel).

2. Determinar las incógnitas lateral-direccionales del problema cuando el vuelo se realiza con ángulo de **resbalamiento nulo**.

3. Determinar, en el caso $C_{Y_{\delta_a}} = 0$ y $C_{n_{\delta_a}} = 0$, para los dos apartados anteriores, el máximo desplazamiento lateral posible del acróbata, y_{Hmax} , suponiendo conocidas las deflexiones máximas permitidas para los alerones, $\delta_{a,max}$, y para el timón de dirección, $\delta_{r,max}$.

Notas.

- Se recomienda utilizar ejes cuerpo.
- Todos los ángulos que intervienen en el problema son pequeños, y pueden efectuarse las simplificaciones habituales.

Problema 25

Un avión de fumigación dispone de dos depósitos de fumigante iguales situados en cada semiala y de dos conjuntos de eyectores repartidos uniformemente a lo largo de toda la envergadura del ala. Los eyectores de cada semiala son alimentados por el depósito correspondiente.

Cada depósito contiene una masa M de fumigante, y su centro de gravedad se encuentra en todo instante a una distancia $b/4$ del plano de simetría del avión, siendo b la envergadura del ala. La línea de eyectores es perpendicular al plano de simetría del avión. Cada conjunto de eyectores lanza hacia atrás una masa de fumigante por unidad de tiempo \dot{m} con una velocidad horizontal V_0 respecto del avión.

El avión está en todo instante en vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme, a una velocidad V , y se conocen todos los datos aerodinámicos, geométricos y másicos necesarios.

Al inicio de la fumigación, el sistema de suministro de fumigante de la semiala derecha falla, efectuándose la fumigación sólo con el depósito y los eyectores de la semiala izquierda. Si se decide fumigar con **resbalamiento nulo**, se pide:

1. Calcular las deflexiones de alerones y de timón de dirección en función del tiempo necesarias para mantener el vuelo en las condiciones indicadas (despreciando el efecto del ángulo de alabeo necesario para que haya equilibrio de fuerzas laterales).

2. Calcular los valores máximos de las deflexiones de alerones y de timón de dirección durante la fumigación, y analizar su signo en el supuesto de que el parámetro $Mg/(\dot{m}V_0)$ sea de orden unidad.

Nota: Suponer que el empuje del motor está contenido en el plano de simetría del avión y pasa por su centro de gravedad.