

# ÍNDICE GENERAL

## 8.1. FÍSICA DE LA ATMÓSFERA

• La atmósfera .....	14
<hr/>	
• Magnitudes habituales.....	15
<hr/>	
Espacio .....	15
Tiempo .....	16
Superficie .....	16
Volumen .....	16
Velocidad .....	16
Fuerza .....	16
Energía .....	17
<hr/>	
• Atmósfera Internacional Estándar (ISA).....	17
<hr/>	
Ecuación de los gases perfectos .....	18
Presión .....	18
Temperatura .....	18
Constante de los gases perfectos .....	19
Densidad del aire .....	19
Humedad .....	19
Variación de la temperatura con la altura .....	20
Variación de la presión con la altura .....	22
Variaciones de la densidad con la altura .....	23
Resumen de ecuaciones .....	24
<hr/>	
• Atmósferas estándar cálidas y frías.....	25
<hr/>	
• Aplicación a la aerodinámica .....	28
<hr/>	

# ÍNDICE GENERAL

## 8.2. AERODINÁMICA

• Introducción .....	32
Número de Mach .....	33
Teorema de Bernoulli .....	34
• Flujo de aire alrededor de un cuerpo .....	37
• Capa límite .....	38
• Flujo laminar y turbulento .....	39
• Flujo de una corriente libre .....	42
• Flujo de aire relativo .....	43
• Deflexión del flujo hacia arriba y hacia abajo .....	45
• Torbellinos, manantiales y remansos .....	46
Corriente uniforme .....	47
Torbellinos .....	48
Manantiales y sumideros .....	49
Puntos de remanso .....	50
• Terminología .....	51
Cuerda .....	52
Curvatura .....	53
Espesor .....	53
Forma del ala y alargamiento .....	54
Alabeo positivo y negativo .....	59
Cuerda media aerodinámica .....	59
Resistencia aerodinámica .....	61
Resistencia parasita .....	61

# ÍNDICE GENERAL

Resistencia inducida .....	62
Centro de presión y centro aerodinámico .....	63
Ángulo de ataque .....	64
Fineza .....	66
• Empuje, peso, resultante aerodinámica .....	66
• Generación de sustentación y resistencia .....	67
Ángulo de ataque y coeficiente de sustentación .....	67
Coeficiente de resistencia .....	70
Curva polar .....	71
Entrada en pérdida.....	74
• Contaminación de superficies aerodinámicas por hielo, nieve y escarcha .....	78

## 8.3. TEORÍA DEL VUELO

• Relación entre sustentación, peso, empuje y resistencia .....	82
• Relación de planeo.....	83
• Vuelo estabilizado, actuaciones .....	85
Actuaciones en subida .....	85
Actuaciones en descenso .....	87
Actuaciones en viraje horizontal .....	88
Efecto suelo .....	89
• Influencia del factor de carga: envolvente de vuelo y limitaciones estructurales .....	90
• Aumento y control de la sustentación .....	93
Dispositivos de control de la capa límite .....	93
Ranuras de borde de ataque .....	94
Flaps.....	94
Spoilers o aerofrenos .....	96
Winglets .....	96
Stall strips .....	98

# ÍNDICE GENERAL

## 8.4. ESTABILIDAD Y DINÁMICA DEL VUELO

• Introducción .....	102
Estabilidad estática .....	102
Estabilidad dinámica .....	103
• Estabilidad longitudinal, lateral y direccional (activa y pasiva).....	106
Estabilidad estática lateral.....	108
Estabilidad dinámica lateral .....	111
Estabilidad estática longitudinal.....	113
Estabilidad dinámica longitudinal.....	115
Estabilidad direccional .....	116

## APÉNDICE I: SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL

• A1.1 Superficies primarias .....	120
• A1.2 Compensadores.....	123
• A1.3 Superficies secundarias .....	124

## 8.1. FÍSICA DE LA ATMÓSFERA

CATEGORÍA	A	B1	B2
NIVEL	1	2	2

• La atmósfera	14
• Magnitudes habituales	15
Espacio .....	15
Tiempo .....	16
Superficie .....	16
Volumen .....	16
Velocidad .....	16
Fuerza .....	16
Energía .....	17
• Atmósfera Internacional Estándar (ISA)	17
Ecuación de los gases perfectos .....	18
Presión .....	18
Temperatura .....	18
Constante de los gases perfectos .....	19
Densidad del aire .....	19
Humedad .....	19
Variación de la temperatura con la altura .....	20
Variación de la presión con la altura .....	22
Variaciones de la densidad con la altura .....	23
Resumen de ecuaciones .....	24
• Atmósferas estándar cálidas y frías	25
• Aplicación a la aerodinámica	28

## 8.1. FÍSICA DE LA ATMÓSFERA

### • La atmósfera

Con el fin de entender el entorno en el que vuelan los aviones, necesitamos conocer la naturaleza de los cambios que tienen lugar en la atmósfera con respecto a la presión, temperatura y densidad; parámetros que están íntimamente ligados al vuelo.

La atmósfera es la capa gaseosa que rodea a la tierra. Está compuesta por una mezcla de gases. En cuanto a su composición distinguimos dos zonas:

- **Homosfera:** Ocupa los primeros 100 kilómetros de altura. En esta zona la composición del aire se considera constante y formada por una mezcla de aproximadamente un 21% de oxígeno, un 78% de nitrógeno y un 1% de argón, además de vapor de agua, dióxido de carbono, neón, helio, kriptón, hidrógeno y ozono en pequeñas cantidades. Además hay que añadir el vapor de agua que se encuentra en las capas más bajas, cuya cantidad depende de las condiciones climatológicas y la localización geográfica, pudiendo variar entre el 0% y el 5%. A medida que aumenta el vapor de agua, los demás gases disminuyen proporcionalmente.
- **Heterosfera:** Ocupa desde los 100 kilómetros hasta el límite superior de la atmósfera (a unos 10.000 kilómetros). Está estratificada y formada por capas de composiciones diferentes.

La atmósfera proporciona una barrera contra meteoritos, absorbe gran parte de la radiación ultravioleta nociva para los seres vivos y regula la temperatura de la superficie terrestre, permitiendo con todo ello el desarrollo de la vida en el planeta.

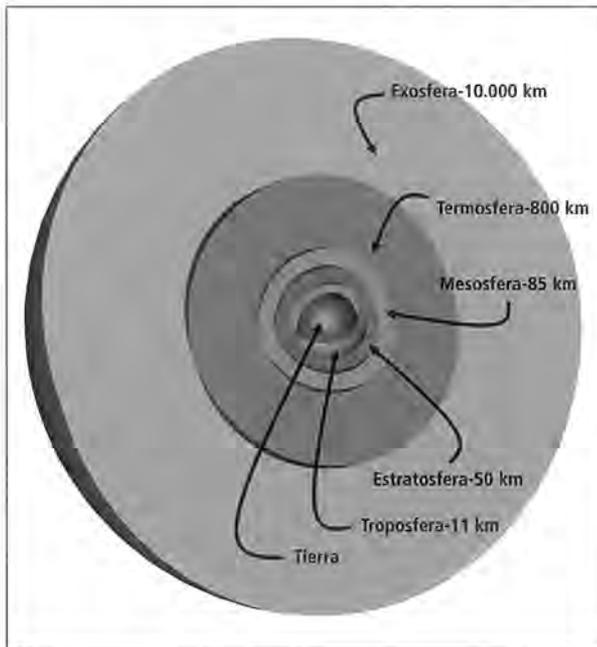


Figura 8.1.1: Capas de la atmósfera terrestre

La capa más próxima a la superficie de la tierra es la troposfera. Ocupa aproximadamente los primeros 11.000 metros aunque su espesor varía de unas zonas de la tierra a otras. Los rayos solares atraviesan esta capa fácilmente sin apenas calentar el aire. Al llegar a la tierra producen el calentamiento de la superficie que a su vez provoca el calentamiento del aire cercano a la superficie. Es de esta forma como se explica que la temperatura del aire disminuya conforme aumentamos la altura respecto al nivel del mar, es decir, conforme nos alejamos de la fuente de calor que es la tierra. Además es en esta región donde se producen los fenómenos meteorológicos.

A continuación nos encontramos la estratosfera, que comprende desde los 11.000 hasta los 50.000 metros de altura. La primera parte de la estratosfera se encuentra ya muy alejada de la superficie y es por ello que la temperatura permanece prácticamente



constante. Conforme aumenta la altura comenzamos a encontrar ozono, que es la partícula atmosférica que absorbe las radiaciones peligrosas del sol, provocando de nuevo un aumento progresivo de la temperatura.

Estas dos regiones son las más interesantes para nuestro estudio pues es donde se desarrollan las operaciones de las aeronaves comunes.

Más alejada de la superficie nos encontramos la mesosfera, que se extiende hasta los 85 km de altura, la termosfera hasta los 800 km y finalmente la exosfera hasta los 10.000 km.

Al elemento gaseoso en el que se mueven los aviones lo denominamos aire, y tiene unas determinadas características físico-químicas. Sometido a cambios de presión cambia su densidad, es decir, tiende a expandirse o contraerse ocupando todo el volumen del recipiente que lo contiene, debido a la carencia de cohesión molecular. Además su comportamiento como fluido vendrá dado por la presión, la temperatura y la densidad.

## • Magnitudes habituales

La aerodinámica es una parte de la mecánica de fluidos y como tal no puede explicarse sin conocer principios básicos de la física y las matemáticas. Las ecuaciones y principios físicos necesarios se irán desarrollando a lo largo de los distintos temas pero es conveniente comenzar sabiendo cuáles son las magnitudes físicas que aparecen en la teoría aerodinámica y que necesitaremos aplicar para poder entenderla. Haremos pues un recordatorio de las principales magnitudes que nos van a aparecer a lo largo de este libro.

### Espacio

Podemos definir el espacio como la distancia existente entre dos puntos. En unidades del Sistema Internacional se mide en metros (m). A continuación vemos otras unidades en las que podemos medir distancias:

1 metro = 39,37 pulgadas

1 pulgada = 0,0254 metros

1 metro = 3,28 pies

1 pie = 0,3048 metros

1 metro = 1,09 yardas

1 Yarda = 0,9144 metros

1 metro = 0,000623 millas terrestres

1 milla terrestre = 1.609 metros

1 metro = 0,00054 millas náuticas

1 milla náutica = 1.852 metros

Múltiplos y submúltiplos:

1 metro = 0,001 kilómetros (km)

1 metro = 0,01 hectómetros (hm)

1 metro = 0,1 decámetros (dam)

1 metro = 10 decímetros (dm)

1 metro = 100 centímetros (cm)

1 metro = 1.000 milímetros (mm)

1 metro = 1.000.000 micras ( $\mu$ )

### Tiempo

Existen muchas definiciones de tiempo, pero para lo que nos concierne podemos definirlo como la magnitud física que mide la duración de un determinado evento. En el Sistema Internacional se mide en segundos (s).

Equivalencias:

1 minuto = 60 segundos

1 hora = 3.600 segundos

1 día = 86.400 segundos

### Superficie

Una superficie es un espacio bidimensional, es decir, se extiende a través de dos dimensiones (longitud y anchura por ejemplo). En el Sistema Internacional se mide en  $m^2$ . Múltiplos:

1  $km^2 = 1.000.000 m^2$

1  $m^2 = 100 dm^2$

1  $m^2 = 10.000 cm^2$

1  $m^2 = 1.000.000 mm^2$

### Volumen

El volumen es un espacio tridimensional (longitud, anchura y altura). Todos los cuerpos ocupan un determinado volumen. En el SI se mide en metros cúbicos ( $m^3$ ). Equivalencia y múltiplos:

1  $m^3 = 1.000$  litros

1  $dm^3 = 1$  litro

1  $km^3 = 1.000.000.000 m^3$

1  $m^3 = 1.000.000 cm^3$

### Velocidad

La velocidad se define como el espacio recorrido en un determinado tiempo. En el SI se mide en metros por segundo (m/s). En aviación normalmente se mide en nudos (millas náuticas por hora). Equivalencias:

1 nudo (kt) = 0,5144 m/s

1 m/s = 3,6 km/h

1 km/h = 1/3,6 m/s = 0,278 m/s

1 nudo = 1,85 km/h

### Fuerza

La fuerza es la capacidad para modificar el movimiento de un objeto o su forma. En el SI se mide en Newtons (N). Para cuantificar una fuerza es necesario saber tanto su magnitud (módulo) como su dirección. Por ejemplo, la fuerza gravitatoria sobre un objeto tiene un módulo igual al peso del objeto y una dirección y sentido hacia el centro de la tierra. Equivalencias:



1 N = 100.000 dinas

1 kilogramo-fuerza = 9,81 N

1 libra-fuerza = 4,45 N

## Energía

Físicamente la energía es la capacidad para realizar un trabajo. Se mide en julios (J) en el SI. Equivalencias:

1 caloría (cal) = 4,1855 julios

1 kilovatio hora = 3.600.000 julios

## • Atmósfera Internacional Estándar (ISA)

El movimiento de cualquier objeto en un fluido se ve condicionado, además de por las características del objeto, por las propiedades y estados del fluido. En nuestro caso el objeto es una aeronave moviéndose a través del aire, que será el fluido de estudio, y todo el aire que rodea a la aeronave es lo que llamamos atmósfera. Las actuaciones dinámicas de la aeronave se verán influenciadas de esta forma por las condiciones de la atmósfera que la rodea.

Para simplificar los problemas de operación de aeronaves se ha establecido una atmósfera tipo que será la atmósfera media anual, para una actividad solar media y en latitudes templadas de la tierra (45° Norte). Esta es la que denominamos Atmósfera Internacional Estándar (ISA). En estas condiciones la temperatura al nivel del mar es de 15°C y la presión es de 1 atm.

Para caracterizar la atmósfera utilizaremos como variables la Temperatura (T), la Presión (P) y la densidad del aire ( $\rho$ ). Encontraremos fórmulas para calcular las variaciones de cada una de estas variables con la altura (z), con lo que podremos saber el valor de cada variable a una determinada altura.

La Atmósfera Internacional Estándar es una aproximación de la atmósfera real, y para llegar a ella es necesario realizar algunas simplificaciones a esta atmósfera real. Realizaremos pues las siguientes simplificaciones:

- Tomaremos el aire como un gas perfecto.
- Consideraremos que la Temperatura del aire varía de forma lineal con la altura (incremento térmico de 1,98°C por cada 1.000 pies o 6,5°C por cada 1.000 m).
- Supondremos que la presión a nivel del mar es constante.
- Supondremos también que la aceleración de la gravedad es constante.
- Por último consideraremos que la atmósfera está en reposo con respecto a la tierra, con unos valores en superficie al nivel del mar de:
  1. Temperatura: 15°C (59°F).
  2. Presión: 760 mm o 29,92" de columna de mercurio, equivalentes a 1.013,25 mb.
  3. Densidad: 1,225 kg por m<sup>3</sup>.

La atmósfera tipo fue definida por la OACI como patrón de referencia, sin embargo las condiciones de vuelo no suelen coincidir con las de la atmósfera estándar. Más adelante se calcularán de forma exacta cómo varían las propiedades del aire con la altura en condiciones ISA y fuera de esas condiciones. A pesar de estar definidas estas variaciones de forma exacta, a menudo los pilotos utilizan aproximaciones útiles para el territorio español: a nivel del mar una temperatura

de 15°C, una presión de 1013 mb o 29.92", una disminución de 2°C de temperatura y 1" de presión por cada 1.000 pies de altura.

### Ecuación de los gases perfectos

Pese a que el aire no es un gas perfecto, considerarlo como tal o como mezcla de gases perfectos nos evita el tener en cuenta, en algunas ecuaciones, efectos de difícil cuantificación como la humedad del aire o la cantidad de polvo disperso en él. Además, y esto es lo más importante, nos permite aplicarle la ecuación de los gases perfectos.

$$P = \rho \cdot R \cdot T$$

### Presión

La presión se define como la cantidad de fuerza aplicada por unidad de superficie. Así pues la presión atmosférica es la fuerza ejercida por el aire sobre una unidad de superficie. Imaginemos una columna que tiene como base dicha unidad, el peso del aire contenido en dicha columna ejercerá una fuerza, esto es la presión.

La altura de esta columna y por tanto el peso del aire que contiene, depende del lugar en que nos encontremos. A nivel del mar la columna que tenemos encima es mayor que en la cumbre de una montaña. Esto explica una importante cualidad del aire: la presión atmosférica cambia de forma inversamente proporcional a la altura, "a mayor altura menor presión". Debido a esta propiedad (y por la menor densidad del aire), los aviones que vuelan por encima de una altitud determinada deben estar provistos de sistemas de presurización en la cabina de pasajeros.

Para medir la presión atmosférica, se puede utilizar un barómetro de mercurio, un barómetro aneroide, etc. y las unidades que se emplean generalmente en la aviación son milibares (1 mb = 10<sup>3</sup> dinas/cm<sup>2</sup>) o pulgadas de mercurio (1 pulgada del barómetro de mercurio equivale aprox. a 34 milibares).

En la ecuación de los gases perfectos P es la presión del aire en un determinado punto, medida en Newtons por metro cuadrado. La presión la podemos medir comúnmente en Newtons por metro cuadrado (N/m<sup>2</sup>), bares (bar) o milibares, atmósferas (atm), pulgadas de mercurio y en libras por pulgada cuadrada. Para pasar de unos a otros utilizamos las siguientes equivalencias.

$$1 \text{ bar} = 100.000 \text{ N/m}^2 = 100.000 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ atm} = 101.325 \text{ N/m}^2 = 760 \text{ mmHg} = 1013 \text{ mb (milibares)}$$

$$1 \text{ atm} = 29,92 \text{ in Hg (pulgadas de mercurio)}$$

$$1 \text{ atm} = 14,69 \text{ psi (libras por pulgada cuadrada)}$$

La presión es una magnitud muy importante puesto que su medición proporciona un dato imprescindible en la medición tanto de la altura como de la velocidad del vuelo.

### Temperatura

En la ecuación de los gases perfectos, la letra T es la Temperatura del aire medida en grados kelvín. Para calcular la Temperatura en kelvin (K) hemos de sumar 273,15 a la Temperatura medida en grados Celsius (°C). Por ejemplo, una Temperatura de 20°C equivale a 293,15 K.

La temperatura también podemos medirla en grados Fahrenheit (°F). Para pasar de grados Fahrenheit a grados Celsius debemos restar 32 y multiplicar por 5/9. Haremos lo contrario para pasar de grados Celsius a grados Fahrenheit. Por ejemplo 100°F son 37,7°C:



$$100^{\circ}F = (100 - 32) \cdot \frac{5}{9} = 37,7^{\circ}C$$

Para la atmósfera ISA en la que la temperatura es  $15^{\circ}C$ , en grados Fahrenheit tendremos  $59^{\circ}F$ :

$$15^{\circ}C = 15 \cdot \frac{9}{5} + 32 = 59^{\circ}F$$

### Constante de los gases perfectos

La letra **R** es utilizada como constante de gas perfecto para el aire. Es un valor fijo para cada fluido y en el caso del aire, midiéndolo en las unidades usuales, es de  $287,05 \text{ J/kg K}$ . Se expresa en julios partido por kilogramo por grado kelvin.

### Densidad del aire

La densidad de cualquier cuerpo es la cantidad de masa del mismo por unidad de volumen ( $\rho = m/v$ ).

En la ecuación de los gases perfectos, el símbolo griego  $\rho$  denota la densidad del aire. Cualquier densidad expresa la cantidad de masa contenida en un determinado volumen. Usualmente se mide en kilogramos por metro cúbico ( $\text{kg/m}^3$ ). La densidad del aire a nivel del mar utilizando los datos de presión y temperatura a ese nivel, e introduciéndolos en la ecuación de los gases perfectos será:

$$P(z=0) = 1 \text{ atm} = 101.325 \text{ N/m}^2$$

$$T(z=0) = 15^{\circ}C = 288,15 \text{ K}$$

$$p = \rho \cdot R \cdot T \Rightarrow \rho(z=0) = \frac{p}{R \cdot T} = \frac{101.325}{287 \cdot 288,15} = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

El hecho de que la densidad del aire no sea siempre la misma bajo cualquier condición es lo que lo convierte en un fluido compresible. Un fluido compresible es capaz de variar su volumen, al ser sometido a esfuerzos de presión, sin que varíe su masa, con lo que estará modificándose su densidad. Si por ejemplo introducimos un globo lleno de aire en el mar y comenzamos a bajarlo hacia el fondo, observaremos que el tamaño del globo disminuye, debido a que la presión que el agua ejerce sobre el globo va aumentando, y pese a que la masa de aire contenida en el globo permanece inalterada.

### Humedad

La humedad es la cantidad de vapor de agua que se encuentra en el aire.

La humedad absoluta es la cantidad de vapor de agua (medida normalmente en gramos) por unidad de volumen de aire ambiente (medido en metros cúbicos).

La humedad relativa es el grado de saturación de vapor del agua en el aire. Más específicamente se define humedad relativa como: la relación entre el vapor de agua presente en una muestra de aire y la cantidad de vapor de agua que es necesaria para saturar el aire, todo ello a la misma temperatura.

La humedad del aire se puede medir con un sicrómetro. Un sicrómetro consta de un termómetro de bulbo húmedo y un termómetro de bulbo seco. La humedad puede medirse a partir de la diferencia de temperatura entre ambos aparatos. El termómetro húmedo medirá una temperatura inferior producida por la evaporación de agua. Si el aire que rodea al sicrómetro está satu-

rado no se producirá evaporación de agua y ambos termómetros medirán lo mismo. Utilizando gráficos con la temperatura húmeda y seca conocidas se puede determinar el punto de condensación y la humedad relativa del agua.

La temperatura de punto de condensación es aquella a la cual el agua de una muestra de aire comienza a condensarse. Así, otra manera de medir la cantidad de vapor de agua en aire es pasando el aire a través de una superficie, en la cual, la temperatura irá disminuyendo gradualmente hasta que el vaho del gas comience a condensarse. La temperatura del punto de condensación puede ser leída en ese momento y la humedad relativa se obtiene comparando esta temperatura con la de una muestra saturada.

La humedad es importante en aerodinámica ya que hace variar la densidad del aire. Si comparamos una muestra de aire seco, y una muestra de aire húmedo, ambas en las mismas condiciones, encontraremos que la densidad del aire húmedo es menor.

### Variación de la temperatura con la altura

La temperatura del aire varía en las distintas capas de la atmósfera debido a los distintos fenómenos definidos anteriormente. La simplificación que vamos a llevar a cabo es suponer que esa variación se produce de forma lineal (podemos dibujar sus variaciones como líneas rectas en un gráfico).

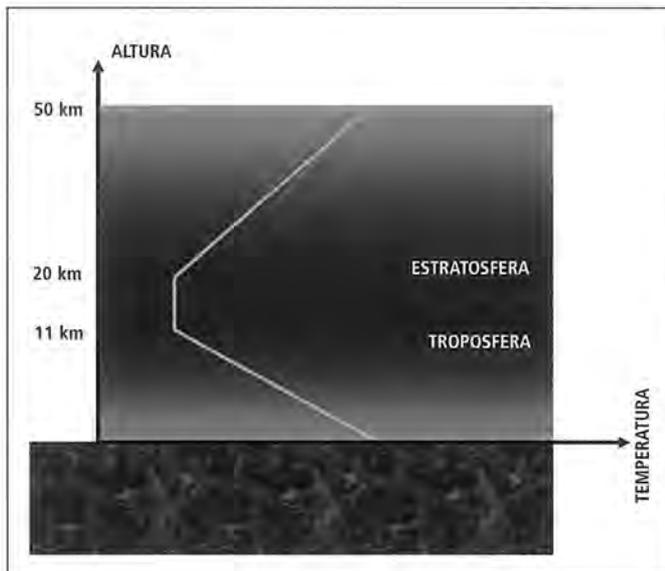


Figura 8.1.2. Variación lineal de la temperatura con la altura

$$0 < z < 11.000 \Rightarrow T(z) = 288,15 - \alpha \cdot z$$

La temperatura a 11.000 metros será:

$$T(11.000) = 288,15 - \alpha \cdot 11.000 = 216,65 \text{ K}$$

Según esto la temperatura variará de la siguiente forma dentro de la altura normal de vuelo de las aeronaves:

a) En la troposfera la temperatura decrece al aumentar la altura. Tenemos que la temperatura al nivel del mar es una determinada constante cuyo valor es 288,15 K (15°C).

En esta región atmosférica la temperatura decrece 0,0065 grados cada metro que ascendemos, es decir, la temperatura baja 6,5 °C cada 1.000 metros que ascendemos. Llamaremos a este coeficiente  $\alpha = 0,0065 \text{ K/m}$ .

Con esto podemos escribir la variación de la temperatura con la altura.

**Ejemplo**

Un globo aerostático vuela a 300 metros de altura. Si las condiciones son las de la *Atmósfera Internacional Estándar (ISA)*, ¿qué temperatura marcará el termómetro?

La ecuación que debemos aplicar es

$$T(z) = 288,15 - \alpha \cdot z$$

$$T(z = 300) = 288,15 - 0,0065 \cdot 300 = 286,2 \text{ K} = 13,05^\circ\text{C}$$

El termómetro marcará  $13,05^\circ\text{C}$ .

b) En la primera zona de la estratosfera hasta los 20.000 metros la temperatura permanece prácticamente constante. Por tanto la temperatura en esta zona será la temperatura que tenemos a 11.000.

$$11.000 < z < 20.000 \Rightarrow T(z) = 216,65 \text{ K}$$

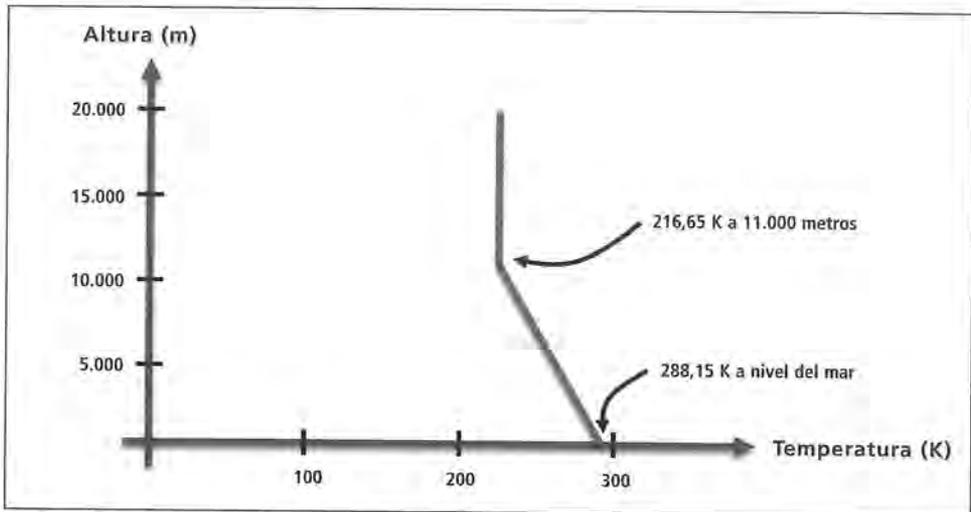


Figura 8.1.3. Variación de la temperatura con la altura ISA

**Ejemplo**

Calcular la temperatura en una ISA para 2.500 metros, 7.500 metros, 12.500 metros y 17.500 metros.

• 2.500 metros:

$$T(2.500) = 288,15 - 0,0065 \cdot 2.500 = 271,9 \text{ K}$$

• 7.500 metros:

$$T(7.500) = 288,15 - 0,0065 \cdot 7.500 = 239,4 \text{ K}$$

- 12.500 metros:

$$T(12.500) = 216,65 K$$

- 17.500 metros:

$$T(12.500) = 216,65 K$$

### Variación de la presión con la altura

Para las alturas de estudio se puede considerar constante la aceleración de la gravedad e igual a  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ .

Gracias a la hipótesis de atmósfera en reposo, podemos aplicar las ecuaciones de la fluidoestática al aire, con las que se obtiene que la presión decrece con la altura de forma proporcional al producto de la densidad por la aceleración de la gravedad.

$$\frac{dp}{dz} = -\rho \cdot g$$

La expresión matemática  $dp/dz$  significa variación de la presión con respecto a la altura y nos da una idea de cómo se va a comportar la presión si nos desplazamos una pequeña distancia hacia arriba o hacia abajo de un determinado punto.

Despejando la densidad de la ecuación de los gases perfectos podemos dejar esta variación en función de la temperatura y la altura.

$$\frac{dp}{dz} = -\frac{p}{R \cdot T} \cdot g$$

Si introducimos las leyes de variación de la temperatura con la altura nos quedará la variación de la presión en función sólo de la altura. Con esto podremos realizar una integral que nos dé como resultado la presión a una determinada altura.

a) En la troposfera  $T(z) = 288,15 - \alpha \cdot z$

Integrando se obtiene:

$$p(z) = 101.325 \cdot \left(1 - \frac{\alpha}{288,15} \cdot z\right)^{\frac{g}{R \cdot \alpha}}$$

### Ejemplo

Un velero vuela a 1.000 metros de altura. ¿Qué presión tenemos a esa altura en condiciones ISA?

Utilizando la ecuación del apartado anterior:



$$\begin{aligned}
 p(1000) &= 101.325 \cdot \left(1 - \frac{\alpha}{288,15} \cdot z\right)^{\frac{g}{R \cdot \alpha}} = 101.325 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{288,15} \cdot 1000\right)^{\frac{9,81}{287,05 \cdot 0,0065}} = \\
 &= 101.325 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{288,15} \cdot 1000\right)^{\frac{9,81}{287,05 \cdot 0,0065}} = 101.325 \cdot (0,977)^{5,26} = 89.652 \text{ N/m}^2 = 0,884 \text{ atm}
 \end{aligned}$$

La presión en los primeros 1.000 metros ha disminuido 0,126 atm

b) En la estratosfera tenemos la temperatura constante  $T(z) = 216,65 \text{ K}$

La presión a 11.000 metros la obtenemos de la ecuación de la presión en la troposfera para  $z = 11.000$  metros:  $p = 22632 \text{ N/m}^2$

Siguiendo el mismo procedimiento anterior;

$$p(z) = 22.632 \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot 216,65}(z-11.000)}$$

*Ejemplo*

¿Qué presión exterior existirá para una aeronave que vuela a 12.000 metros en condiciones ISA?

Utilizando la ecuación para la estratosfera:

$$\begin{aligned}
 p(12.000) &= 22.632 \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot 216,65}(z-11.000)} = 22.632 \cdot e^{-\frac{9,81}{287,05 \cdot 216,65}(12.000-11.000)} = \\
 &= 22.632 \cdot e^{-0,157} = 19.343 \text{ N/m}^2
 \end{aligned}$$

## Variaciones de la densidad con la altura

Una vez que tenemos la temperatura y la presión en función de la altura podemos introducirlas en la ecuación de los gases perfectos para calcular la densidad en función de la altura.

a) En la troposfera

$$0 < z < 11.000 \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} T(z) = 288,15 - \alpha \cdot z \\ p(z) = 101.325 \cdot \left(1 - \frac{\alpha}{288,15} \cdot z\right)^{\frac{g}{R \cdot \alpha}} \\ p = \rho \cdot R \cdot T \end{array} \right\} \Rightarrow \rho(z) = 1.225 \cdot \left(1 - \frac{\alpha}{288,15} \cdot z\right)^{\frac{g}{R \cdot \alpha} - 1}$$

**Ejemplo**

Para calcular las actuaciones del motor de una aeronave cuando despegue en el aeropuerto de Quito (2.800 metros) es necesario conocer la densidad del aire. ¿Cuál será esa densidad en condiciones ISA?

Aplicando la ecuación de la densidad en la troposfera:

$$\rho(z) = 1.225 \cdot \left(1 - \frac{\alpha}{288,15} \cdot z\right)^{\frac{g}{R \cdot \alpha} - 1} = 1.225 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{288,15} \cdot 2.800\right)^{\frac{9,81}{287,05 \cdot 0,0065} - 1} =$$

$$= 1.225 \cdot (0,937)^{4,26} = 0,928 \text{ kg/m}^3$$

b) En la estratosfera tenemos la temperatura constante  $T(z) = 216,65 \text{ K}$ .

$$11.000 < z < 20.000 \Rightarrow \left. \begin{array}{l} T(z) = 216,65 \text{ K} \\ p(z) = 22.632 \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot 216,65}(z-11.000)} \\ p = \rho \cdot R \cdot T \end{array} \right\} \Rightarrow \rho(z) = 0,3639 \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot 216,65}(z-11.000)}$$

**Resumen de ecuaciones**

A continuación se presenta un resumen de las ecuaciones utilizables con las condiciones de Atmósfera Internacional Estándar.

En primer lugar recordaremos las constantes utilizadas:

$$R = 287,05 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$$

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$\alpha = 0,0065 \text{ K/m}$$

Denotaremos las variables al nivel del mar con el subíndice 0. Así la temperatura a nivel del mar será  $T_0 = 288,15 \text{ K}$ .

$$T_0 = 288,15 \text{ K}$$

$$P_0 = 101.325 \text{ N/m}^2$$

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

Con esto podemos escribir las ecuaciones en la troposfera de forma genérica:

$$T(z) = T_0 - \alpha \cdot z$$

$$p(z) = p_0 \cdot \left(1 - \frac{\alpha}{T_0} \cdot z\right)^{\frac{g}{R \cdot \alpha}}$$

$$\rho(z) = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{\alpha}{T_0} \cdot z\right)^{\frac{g}{R \cdot \alpha} - 1}$$



El nivel inicial en la estratosfera son los 11.000 metros. Como ejemplo la temperatura a 11.000 será  $T_{11} = 216,65K$ .

Sustituyendo de igual forma para la zona  $11.000 < z < 20.000$

$$T_{11} = 216,65 K$$

$$p_{11} = 22.632 N/m$$

$$\rho_{11} = 0,3639 kg/m^3$$

Con esto tendremos que en la estratosfera:

$$T(z) = 216,65 K = T_{11}$$

$$p(z) = p_{11} \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot T_{11}}(z-11.000)}$$

$$\rho(z) = \rho_{11} \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot T_{11}}(z-11.000)}$$

Por último escribiremos cómo quedan las ecuaciones aplicando los valores numéricos anteriores.

$$0 < z < 11.000 \begin{cases} T(z) = 288,15 - 0,0065 \cdot z \\ p(z) = 101.325 \cdot (1 - 22,56 \cdot z)^{5,26} \\ \rho(z) = 1,225 \cdot (1 - 22,56 \cdot z)^{4,26} \end{cases}$$

Estudiando las ecuaciones vemos que tanto Temperatura, como la Presión y la Densidad del aire disminuyen con la altura en la troposfera.

$$11.000 < z < 20.000 \begin{cases} T(z) = 216,65K \\ p(z) = 22.632 \cdot e^{-0,0001577(z-11.000)} \\ \rho(z) = 0,3639 \cdot e^{-0,0001577(z-11.000)} \end{cases}$$

En estas últimas ecuaciones no hay que olvidar que las alturas ( $z$ ) se deben introducir en metros para calcular correctamente las variables.

Aquí observamos que mientras que la Temperatura permanece constante en la primera zona de la estratosfera, la Presión y la Densidad del aire continúan disminuyendo.

## • Atmósferas estándar cálidas y frías

La Atmósfera Internacional Estándar es una herramienta muy útil para calcular la presión o la temperatura a una determinada altura, pero se circunscribe a unas condiciones muy particulares de temperatura a nivel del mar (temperatura de  $15^\circ C$ ).

Sin embargo las ecuaciones a las que hemos llegado también pueden servirnos aunque la temperatura no sea la de la Atmósfera Internacional Estándar.

En caso de que queramos realizar los cálculos en un día con una temperatura a nivel del mar mayor o menor de  $15^\circ C$  utilizaremos las ecuaciones de las atmósferas estándar cálidas y frías que se describen a continuación.

Para la nueva temperatura a nivel del mar ( $T_0$ ) sólo tenemos que sumar la diferencia de temperatura con la temperatura de la Atmósfera Internacional Estándar a esta última temperatura. Idénticamente para la temperatura a 11.000 metros ( $T_{11}$ ).

Por ejemplo, si la temperatura a nivel del mar es de 20°C tenemos que la diferencia con la temperatura de la Atmósfera Internacional Estándar es de +5°C. Nos encontramos ante una atmósfera ISA+5. En este caso la temperatura de referencia para los cálculos es:

$T_0 = 288,15 + 5 = 293,15$  K. La temperatura a 11.000 metros será  $T_{11} = 216,65 + 5 = 221,65$  K.

Si tenemos un día frío en el que la temperatura es de 0°C estamos en una atmósfera ISA-15. En este caso la temperatura de referencia es  $T_0 = 288,15 - 15 = 273,15$  K y la temperatura a 11.000 metros es  $T_{11} = 216,65 - 15 = 201,65$  K.

La presión a nivel del mar no se ve alterada por el hecho de tener un día frío o cálido ( $p_0 = 101.325$  N/m<sup>2</sup>).

La densidad a nivel del mar la obtenemos de la ecuación de los gases perfectos para la  $T_0$  que tengamos y  $p_0 = 101.325$  N/m<sup>2</sup>.

$$\rho_0 = \frac{p_0}{R \cdot T_0}$$

Las constantes son las mismas que en el caso de la atmósfera ISA.

$$R = 287,05 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$$

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$\alpha = 0,0065 \text{ K/m}$$

Y las ecuaciones a aplicar son las ecuaciones genéricas de la ISA en las que introduciremos los nuevos valores de  $T_0$  y  $\rho_0$ .

En la troposfera utilizaremos pues las siguientes ecuaciones:

$$0 < z < 11.000 \left\{ \begin{array}{l} T(z) = T_0 - 0,0065 \cdot z \\ p(z) = 101.325 \cdot \left( 1 - \frac{0,0065}{T_0} \cdot z \right)^{5,26} \\ \rho(z) = \rho_0 \cdot \left( 1 - \frac{0,0065}{T_0} \cdot z \right)^{4,26} \end{array} \right.$$

Con estas ecuaciones calculamos nuestras nuevas  $T_{11}$ ,  $p_{11}$  y  $\rho_{11}$  (haciendo  $z = 11.000$ ) para este día frío o cálido y las introducimos en las ecuaciones de la atmósfera estándar internacional para la estratosfera.



$$11.000 < z < 20.000 \begin{cases} T(z) = T_{11} \\ p(z) = p_{11} \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot T_{11}}(z-11.000)} \\ \rho(z) = \rho_{11} \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot T_{11}}(z-11.000)} \end{cases}$$

### Ejemplo

Un aficionado quiere comprar un ultraligero que se adapte a las características de la zona en la que vive. El aeródromo que utilizará como base se encuentra a 200 metros sobre el nivel del mar y la temperatura media en el mes de agosto, que es cuando tiene vacaciones, es de 30°C. Calcular la Temperatura, la Presión y la Densidad del aire que le permitan elegir la aeronave que mejores actuaciones tenga en estas características a 200 metros y a 700 metros sobre el nivel del mar. La temperatura supera a la de la ISA en 15°C, por lo que las condiciones a nivel del mar serán:

$$T_0 = 288,15 + 15 = 303,15 \text{ K}$$

$$p_0 = 101.325 \text{ N/m}^2$$

$$\rho_0 = \frac{p_0}{R \cdot T_0} = \frac{101.325}{287,05 \cdot 303,15} = 1,164 \text{ kg/m}^3$$

Ahora aplicamos cada una de las ecuaciones de la atmósfera cálida (ISA+15 en este caso).

$$T(z) = T_0 - 0,0065 \cdot z$$

$$T(200) = 303,15 - 0,0065 \cdot 200 = 301,85 \text{ K}$$

$$T(700) = 303,15 - 0,0065 \cdot 700 = 298,60 \text{ K}$$

$$p(z) = 101.325 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{T_0} \cdot z\right)^{5,26}$$

$$p(200) = 101.325 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{303,15} \cdot 200\right)^{5,26} = 101.325 \cdot (0,996)^{5,26} = 99.211 \text{ N/m}^2$$

$$p(700) = 101.325 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{303,15} \cdot 700\right)^{5,26} = 101.325 \cdot (0,985)^{5,26} = 93.582 \text{ N/m}^2$$

$$\rho(z) = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{T_0} \cdot z\right)^{4,26}$$

$$\rho(200) = 1,164 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{303,15} \cdot 200\right)^{4,26} = 1,164 \cdot (0,996)^{4,26} = 1,144 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho(700) = 1,164 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{303,15} \cdot 700\right)^{4,26} = 1,164 \cdot (0,985)^{4,26} = 1,091 \text{ kg/m}^3$$

**Ejemplo**

Calcular las condiciones a 15.000 metros de altura en las condiciones del ejemplo anterior.

Empezamos con las condiciones a 11.000 metros que se obtienen de las ecuaciones de la troposfera a esta altura.

$$T(z) = T_0 - 0,0065 \cdot z$$

$$T(11.000) = 303,15 - 0,0065 \cdot 11.000 = 231,65 \text{ K} = T_{11}$$

$$p(z) = 101.325 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{T_0} \cdot z\right)^{5,26}$$

$$p(11.000) = 101.325 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{303,15} \cdot 11.000\right)^{5,26} = 101.325 \cdot (0,764)^{5,26} = 24.592 \text{ N/m}^2 = p_{11}$$

$$\rho(z) = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{T_0} \cdot z\right)^{4,26}$$

$$\rho(11.000) = 1,164 \cdot \left(1 - \frac{0,0065}{303,15} \cdot 11.000\right)^{4,26} = 1,164 \cdot (0,764)^{4,26} = 0,370 \text{ kg/m}^3 = \rho_{11}$$

Ahora introducimos estos datos y el de altura  $z = 15.000$  metros en las ecuaciones para la estratosfera.

$$T(z) = T_{11} = 231,65 \text{ K}$$

$$p(z) = p_{11} \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot T_{11}}(z-11.000)} = 24.592 \cdot e^{-\frac{9,81}{287,05 \cdot 231,65}(15.000-11.000)} = 24.592 \cdot e^{-0,59} = 13.632 \text{ N/m}^2$$

$$\rho(z) = \rho_{11} \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot T_{11}}(z-11.000)} = 0,370 \cdot e^{-\frac{9,81}{287,05 \cdot 231,65}(15.000-11.000)} = 0,370 \cdot e^{-0,59} = 0,205 \text{ kg/m}^3$$

## • Aplicación a la aerodinámica

El conocimiento sobre la Atmósfera Internacional Estándar nos permite calcular la presión, la temperatura y la densidad del aire a una determinada altura partiendo de los valores de esas variables a nivel del mar donde son más fácilmente mensurables. Así, si sabemos qué temperatura hace en un aeropuerto podemos saber la temperatura a las distintas alturas de la aproximación de una aeronave.

En superficie podemos medir la temperatura o la presión con instrumentos sencillos y fiables y trasladar estas medidas a cualquier altura en la que vuela una aeronave.

Estos datos son de vital importancia puesto que el comportamiento aerodinámico de la aeronave vendrá dado, entre otras cosas, por los valores de presión, temperatura, densidad del aire y



velocidad de la aeronave. Cualquier problema aerodinámico comienza por el cálculo de estas propiedades.

Una vez que tenemos estos valores podemos aplicar los desarrollos de la aerodinámica para calcular las fuerzas que se desarrollarán sobre el avión.

También se utilizan estos resultados a la hora de saber la velocidad del avión con respecto al aire. La relación entre la densidad del aire a la altura de vuelo y la densidad del aire a nivel del mar en la ISA es utilizada en la calibración del instrumento de medida de velocidad. Este instrumento está basado en el cálculo de la diferencia de presiones de una toma pitot ( $p_t$ ) menos la presión estática del instrumento ( $p_s$ ) y utilizará dicha relación para convertir la velocidad equivalente EAS (Equivalent Air Speed) en velocidad verdadera TAS (True Air Speed). La relación de densidades es conocida como  $\sigma$ .

$$\sigma = \frac{\text{densidad a una determinada altitud}}{\text{densidad a nivel del mar en ISA}} = \frac{\rho(h)}{\rho(0)}$$

Utilizando esta relación la velocidad equivalente:

$$EAS = TAS \sqrt{\sigma} \quad \text{ó} \quad V_E = V_T \sqrt{\sigma}$$

Gracias al conocimiento de las variaciones de la presión con la altura, se ha conseguido la fabricación de altímetros que indican la altura de vuelo a través de una medición de presión. Un altímetro es un instrumento que mide presiones, pero en él se pueden leer alturas.

Cuando reglamos el altímetro a 29,92 pulgadas de mercurio (presión de 1 atmósfera) y si nos encontramos en un día ISA (temperatura de 15 °C y presión de 1 atmósfera a nivel del mar) el altímetro nos indicará la altitud real a la que nos encontramos.

Estas mediciones de altitud se utilizan tanto para el reglaje de los motores de reacción como para la asignación de niveles de vuelo.

Existen varios tipos de reglajes, entre ellos:

- **Reglaje QNE o estándar:** Cuando reglamos el altímetro a 29,92 pulgadas de mercurio (presión de 1 atmósfera) y si nos encontramos en un día ISA (temperatura de 15 °C y presión de 1 atmósfera a nivel del mar) el altímetro nos indicará la altitud real a la que nos encontramos. Si nuestro avión se encuentra a nivel del mar (SL = 0) el altímetro marcará cero. Se emplea como referencia para las aeronaves a la hora de utilizar pasillos aéreos para garantizar una separación vertical segura entre aeronaves. Este reglaje o calaje es el utilizado por mantenimiento para observar si el altímetro se encuentra desajustado y en qué medida. Por ejemplo si en un aeropuerto que se encuentra a 700 ft, calamos el altímetro a QNE (29,92 pulgadas de mercurio ó 1.013 milibares) y este nos marca 900 ft, tendremos un desajuste de 200 ft.
- **Reglaje QFE:** Reglamos el altímetro con una determinada presión de referencia. Cuando nos encontremos a esa presión el altímetro marcará cero. Se puede utilizar, fijando la presión que hay en un aeródromo, para saber la altura a la que nos encontramos sobre él (distancia vertical real entre avión y aeródromo).
- **Reglaje QNH:** Reglamos el altímetro con la presión que hay a nivel del mar deducida a través de la presión que hay en el aeródromo, considerando que estamos en atmósfera ISA. Con este reglaje el altímetro marcará la altura topográfica real del aeródromo cuando el avión se encuentre en tierra en dicho aeródromo.



## 8.2. AERODINÁMICA

CATEGORÍA	A	B1	B2
NIVEL	1	2	2

• <b>Introducción</b>	<b>32</b>
Número de Mach .....	33
Teorema de Bernoulli .....	34
• <b>Flujo de aire alrededor de un cuerpo</b>	<b>37</b>
• <b>Capa límite</b>	<b>38</b>
• <b>Flujo laminar y turbulento</b>	<b>39</b>
• <b>Flujo de una corriente libre</b>	<b>42</b>
• <b>Flujo de aire relativo</b>	<b>43</b>
• <b>Deflexión del flujo hacia arriba y hacia abajo</b>	<b>45</b>
• <b>Torbellinos, manantiales y remansos</b>	<b>46</b>
Corriente uniforme .....	47
Torbellinos .....	48
Manantiales y sumideros .....	49
Puntos de remanso .....	50
• <b>Terminología</b>	<b>51</b>
Cuerda .....	52
Curvatura .....	53
Espesor .....	53
Forma del ala y alargamiento .....	54
Alabeo positivo y negativo .....	59
Cuerda media aerodinámica .....	59
Resistencia aerodinámica .....	61
Resistencia parásita .....	61
Resistencia inducida .....	62
Centro de presión y centro aerodinámico .....	63
Ángulo de ataque .....	64
Fineza .....	66
• <b>Empuje, peso, resultante aerodinámica</b>	<b>66</b>
• <b>Generación de sustentación y resistencia</b>	<b>67</b>
Ángulo de ataque y coeficiente de sustentación.....	67
Coeficiente de resistencia.....	70
Curva polar.....	71
Entrada en pérdida.....	74
• <b>Contaminación de superficies aerodinámicas por hielo, nieve y escarcha</b>	<b>78</b>

## 8.2. AERODINÁMICA

### • Introducción

Como ya sabemos, la aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que estudia las acciones que el aire en movimiento ejerce sobre los objetos en él inmersos.

Un fluido es un estado de la materia en el que esta no es capaz de soportar esfuerzos cortantes. Cualquier esfuerzo cortante aplicado al fluido provoca el movimiento de este. Por ejemplo, si nos metemos en la orilla del mar e intentamos avanzar, el agua no soportará los esfuerzos cortantes y fluirá a nuestro alrededor. Si en vez de agua hubiera piedras no podríamos avanzar a través de ellas puesto que las piedras son sólidas y sí resisten esfuerzos cortantes.

También podemos verlo con un cuchillo. El cuchillo se introduce fácilmente en un cubo de agua pero si lo intentamos introducir en un trozo de madera, esta ofrecerá resistencia a la cortadura y tendremos que aplicar bastante fuerza para avanzar por la madera.

La fluidez también se manifiesta como la no uniformidad de velocidades del fluido en contraposición con la uniformidad de velocidad en un sólido. La velocidad de cualquier punto de un sólido sólo varía de la del resto del sólido en una componente de rotación en caso de que el cuerpo esté girando. En un fluido la velocidad de un punto no tiene por qué ser igual a la de ningún otro punto del mismo fluido. Por ejemplo: en un coche que se mueve en línea recta todos los puntos del coche tienen la misma velocidad con respecto al suelo y si frenamos todos los puntos del coche deceleran de la misma forma, puesto que en caso contrario el coche se estaría deformando. Sin embargo en un cubo de agua que vaciamos en el suelo cada punto del líquido tendrá una velocidad y se moverá en una dirección.

Los esfuerzos que sí soportan los fluidos sin experimentar movimiento son los de presión uniforme.

Para estudiar el movimiento de un fluido tenemos que diferenciar entre propiedades mecánicas y térmicas.

Las propiedades mecánicas ya nos han aparecido en cierto modo. En primer lugar tenemos la viscosidad, que es el esfuerzo con que el fluido se opone a ser deformado tangencialmente. En el caso de la playa, avanzar por el agua nos obliga a realizar un esfuerzo para provocar que el agua fluya. La viscosidad de un fluido se caracteriza mediante su coeficiente de viscosidad ( $\mu$ ) que es una propiedad de cada fluido.

Cada fluido tiene una viscosidad distinta. Si en vez de en una playa intentáramos avanzar en una piscina llena de miel el esfuerzo necesario sería muy superior. Por tanto las fuerzas con que las partículas interactúan entre ellas en la miel son superiores a esas fuerzas en el agua, es decir, la viscosidad de la miel es mayor que la del agua. La viscosidad también es una propiedad de los gases (como fluidos que son), sin embargo el valor de la viscosidad de un gas es muy inferior al valor de la viscosidad de un líquido.

La segunda propiedad es la compresibilidad u oposición que presenta el fluido a disminuir el volumen que ocupa cuando se le aplica una presión uniforme. Ya habíamos comentado el ejemplo del globo que disminuye su volumen al introducirlo en el agua. Es por esto que los submarinos (globos metálicos rellenos de aire) no pueden soportar esfuerzos a determinadas profundidades y no se recomiendan en su diseño inmersiones por debajo de una determinada profundidad.



Por otro lado tenemos las propiedades térmicas: calor específico y conductividad térmica, que nos van a aparecer en la resolución genérica de problemas de mecánica de fluidos.

Los fluidos tienen además otras propiedades como la tensión superficial o la conductividad eléctrica cuyos efectos son importantes en algunos líquidos, pero podremos despreciarlos puesto que en nuestro estudio nos centramos en el aire.

Por último señalar que en aerodinámica es indiferente si el objeto se mueve a través de aire en calma o si el objeto está quieto inmerso en una corriente de aire. Lo importante es la velocidad relativa entre ambos, es decir, las acciones que el aire provoca en el cuerpo no dependen de la velocidad de ambos con respecto a la tierra. Por ejemplo si tenemos un vehículo y queremos calcular los efectos del aire a 100 km/h, el resultado será el mismo con el coche circulando a 100 km/h con el aire en calma que con el coche parado en un túnel de viento e inmerso en una corriente de aire lanzado a 100 km/h.

## Número de Mach

Dentro de esta introducción a la aerodinámica comentaremos qué es y cómo se calcula el famoso número de Mach (M). Este valor se define como el cociente entre la velocidad verdadera de un objeto con respecto al fluido y la velocidad del sonido en ese fluido. Aunque existen clasificaciones muy detalladas de la velocidad de vuelo con respecto al número de Mach, nosotros vamos a emplear la siguiente para la definición de los distintos regímenes:

- Subsónico  $M < 0,8$
- Transónico  $0,8 < M < 1,2$
- Supersónico  $1,2 < M < 5$
- Hipersónico  $M > 5$

La velocidad del sonido es la velocidad a la que se transmiten las ondas de presión en un fluido. Los sonidos provocan variaciones en la presión, y estas variaciones se transmiten por el fluido en forma de ondas. Todos los fluidos tienen tendencia a que la presión esté en equilibrio con las fuerzas a las que está sometido el fluido, por esto cuando se produce una variación puntual en la presión se producen ondas que "informan" al resto del fluido de esta variación de presión. Por ejemplo en una habitación en la que se produce un ruido, este se retransmite a toda la habitación a la velocidad del sonido en el aire. También al introducir aire con un compresor en una rueda las ondas de presión viajan por el interior de la rueda igualando la presión en todos los puntos.

En el caso de un avión en vuelo, el número de Mach será la relación entre velocidad verdadera con respecto al aire y la velocidad del sonido en el aire (en las condiciones de presión, densidad y temperatura en las que se encuentre el aire a la altura a la que vuela el avión).

La velocidad del sonido "a" se calcula como:

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$$

Donde  $\gamma$  es una constante (su valor aproximado es  $\gamma = 1,4$  para el aire), R es la constante universal de los gases perfectos para el aire (287 J/kg K) y T es la temperatura del aire (en grados Kelvin).

En las condiciones de la atmósfera ISA, introduciendo los valores en la fórmula obtendremos que la velocidad del sonido en el aire es:

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} = 340,29 \text{ m/s}$$

Que son unos 1.200 km/h o 660 kt.

Sabiendo la velocidad  $V$  a la que vuela el avión su número de Mach será:

$$M = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}}$$

Como podemos observar el número de Mach es adimensional puesto que es el cociente entre dos velocidades, es decir no tiene unidades de medida.

Por ejemplo, si un avión está volando en crucero a 550 kt, ¿cuál será el número de Mach del vuelo?

$M = 550/660 = 0,83$ ; así será un vuelo transónico.

¿Si una aeronave se encuentra volando a 1.500 km/h, en que régimen se encuentra?

$M = 1.500/1.200 = 1,25$ ; será un vuelo supersónico.

*Ejemplo*

Un avión vuela a una velocidad de 850 km/h a una altura a la que la temperatura del aire es de  $-20$  °C. Calcular la velocidad del sonido y el número de Mach. ¿En qué régimen se encuentra?

La velocidad del sonido es:

$$\left. \begin{array}{l} a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} \\ T = -20 + 273,15 = 253,15 K \\ \gamma = 1,4 \\ R = 287 \frac{J}{kgK} \end{array} \right\} a = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 253,15} = 318,93 \text{ m/s}$$

El número de Mach será:

$$\left. \begin{array}{l} M = \frac{V}{a} \\ V = 850 \cdot \frac{1.000}{3.600} = 236,11 \text{ m/s} \end{array} \right\} M = \frac{236,11}{318,93} = 0,74$$

Con esto tenemos que el avión está volando en régimen subsónico.

## Teorema de Bernoulli

Daniel Bernoulli comprobó que: "en un fluido en movimiento, la suma de la presión y la velocidad en un punto cualquiera permanece constante", es decir que  $p + v = k$ . Luego, para que se mantenga  $k$  constante, si una partícula aumenta su velocidad  $v$  será a costa de disminuir su presión  $p$ , y a la inversa.

Así pues el teorema de Bernoulli establece una relación entre las variaciones de presión y de velocidad de un determinado fluido.

En caso de que el fluido sea incompresible (la densidad del fluido es constante) el teorema de Bernoulli nos devuelve una ecuación sencilla que relaciona velocidad y presión entre puntos del fluido.

$$p + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = cte$$

Al primer término de la ecuación ( $p$ ) se le conoce como "presión estática" y se corresponde con la presión de la corriente libre de fluido sin perturbar. Al segundo término ( $1/2 \cdot \rho \cdot V^2$ ) se le conoce como presión dinámica.

La ecuación anterior también indica que la suma de los dos términos es independiente del punto del fluido elegido, con lo cual:

Veamos esto en el ejemplo típico de un tubo con un estrechamiento.

$$p_A + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_A^2 = p_B + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_B^2$$

Para que todas las partículas que circulan por el tubo puedan pasar por el estrechamiento, la velocidad de estas debe incrementarse. Es el caso de cuando queremos lanzar agua que sale por una manguera a gran velocidad para regar una zona alejada de nosotros. Es ese caso taponamos con el dedo parte de la sección de salida de la manguera provocando un estrechamiento y que se incremente la velocidad del agua al salir.

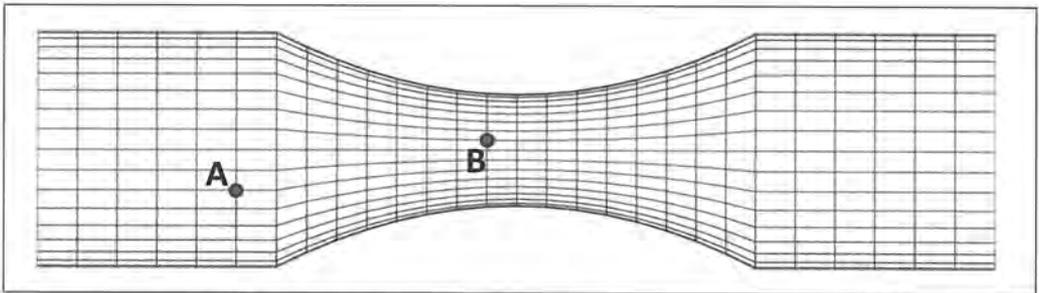


Figura 8.2.1. Variación de la presión y la velocidad en un tubo con estrechamiento

En el caso de la figura, la velocidad del fluido en el punto "B" será superior a la velocidad en el punto "A". Para que se cumpla la ecuación anterior la presión en el punto "B" deberá ser menor que en el punto "A". Al hecho de que al aumentar la velocidad disminuya la presión y al disminuir la velocidad aumente la presión se le conoce como "efecto Venturi".

Nota: Giovanni Battista Venturi, comprobó experimentalmente que al pasar por un estrechamiento las partículas de un fluido aumentan su velocidad.

Todo lo anterior es aplicable a la medida de la velocidad del avión con respecto al aire. Primero se busca conocer la presión atmosférica en el punto en el que se encuentra la aeronave. Esto se consigue mediante una toma estática que mide la presión (presión estática) como si el avión no estuviera en movimiento ( $p_s$ ), por lo que la presión coincide con la presión atmosférica en el punto en el que se encuentre la aeronave.

La otra medida de la presión se obtiene de una toma pitot. La toma pitot consiste en un tubo abierto enfrentado a la corriente y cerrado en su otro extremo y en el que podemos medir la diferencia de fuerzas que la corriente genera en estos extremos. En ambos puntos la velocidad de la corriente es cero, con lo que sabiendo la diferencia de fuerzas y aplicando el teorema de Ber-

noulli podemos conocer la presión a la entrada del tubo ( $p_t$ ), que se conoce como presión de remanso de la corriente (debido a que la velocidad es cero en ese punto) o presión total, ya que es la suma de la presión estática más la presión dinámica.

Ambas tomas de corriente se suelen integrar en una toma pitot-estática.

Por último tenemos la presión dinámica que es la que queremos calcular para saber la velocidad del avión.

Con todo esto y aplicando la ecuación de Bernoulli en un punto cualquiera de la corriente y en la entrada de la toma pitot:

Velocidad del avión =  $V$

Presión estática =  $p_s$

Presión total o de remanso =  $p_t$

Presión dinámica =  $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$

Velocidad en el punto de remanso =  $V_0 = 0$

$$p_s + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = p_t + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 \Rightarrow p_s + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = p_t \Rightarrow \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = (p_t - p_s)$$

Esta última ecuación es la que utiliza el anemómetro, que conoce las presiones de las tomas y por tanto su diferencia ( $p_t - p_s$ ) además de la densidad del aire a la altura de vuelo, para calcular la velocidad del avión con respecto al aire ( $V$ ).

### Ejemplo

Se quiere probar un nuevo modelo de anemómetro de forma que se coloca en un avión que vuela a distintas alturas con aire en calma. Un GPS de última generación permite al avión volar a una velocidad invariable de 200 m/s. Las densidades a las distintas alturas de vuelo son  $\rho_1 = 1,2 \text{ kg/m}^3$ ,  $\rho_2 = 1,0 \text{ kg/m}^3$  y  $\rho_3 = 0,7 \text{ kg/m}^3$ . Establecer la diferencia de presiones que deberá marcar la toma pitot-estática.

$$(p_t - p_s)_1 = \frac{1}{2} \cdot \rho_1 \cdot V_1^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,2 \cdot 200^2 = 24.000 \text{ Pa}$$

$$(p_t - p_s)_2 = \frac{1}{2} \cdot \rho_2 \cdot V_2^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,0 \cdot 200^2 = 20.000 \text{ Pa}$$

$$(p_t - p_s)_3 = \frac{1}{2} \cdot \rho_3 \cdot V_3^2 = \frac{1}{2} \cdot 0,7 \cdot 200^2 = 14.000 \text{ Pa}$$

Una vez comprobado el anemómetro se instala en otra aeronave. ¿Qué velocidad marcará cuando la aeronave vuele a una altura  $h$  ( $\rho = 0,3 \text{ kg/m}^3$ ) sabiendo que la diferencia de presiones de la toma pitot-estática es de 17.000 Pa?

$$(p_t - p_s)_1 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = 17.000 \text{ Pa}$$

$$V = \sqrt{17.000 \cdot \frac{2}{0,3}} = 336,65 \text{ m/s} = 1.212 \text{ km/h}$$

## • Flujo de aire alrededor de un cuerpo

Cuando cogemos una cantidad de aire lo que tenemos es un fluido compuesto de partículas diminutas que interaccionan poco unas con otras, es decir se mueven casi libremente y de vez en cuando se ven atraídas o chocan con otras partículas de aire. Este comportamiento se da en todos los gases, en mayor o menor medida, ya que las partículas presentan unas ligaduras muy débiles unas con otras.

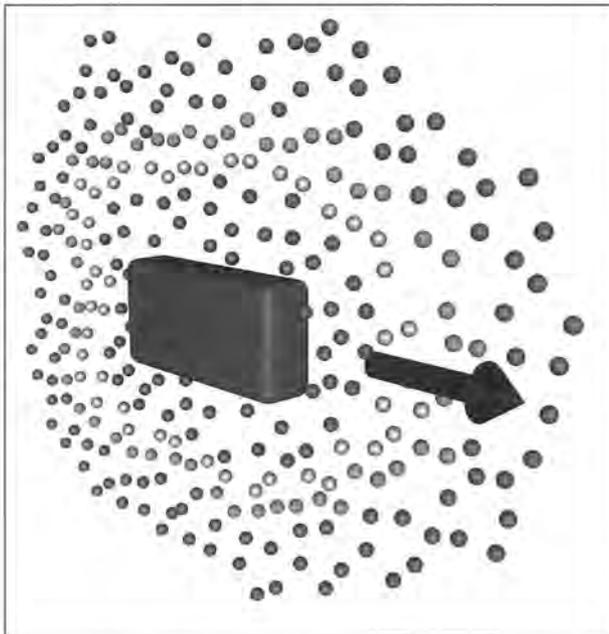


Figura 8.2.2. Cuerpo sólido desplazándose en un fluido. Las partículas en rojo son las que más ven afectado su estado en el instante de la fotografía. Las partículas en verde oscuro son las que menos ven afectado su estado.

En los sólidos sin embargo esas ligaduras entre partículas son muy fuertes. Una partícula perteneciente a un sólido se moverá conjuntamente con las que tiene alrededor variando mínimamente su distancia con ellas. Los movimientos de un sólido se pueden componer como un desplazamiento a lo largo de una trayectoria (todas las partículas siguen esa trayectoria), una rotación (todas las partículas giran en conjunto) y una deformación (en caso de aplicarse fuerzas al sólido las partículas tienen un desplazamiento limitado unas con respecto a otras provocando la variación de la forma del sólido).

Cuando un cuerpo sólido se desplaza a través de una masa de aire, las partículas del fluido se comportan de distinta forma dependiendo de su distancia a la superficie del objeto. El hecho de que las partículas de aire se muevan casi libremente hace que las que están próximas al cuerpo sólido interaccionen con este ejerciendo fuerzas de presión. Sin embargo las

partículas de aire que están alejadas del objeto apenas varían su comportamiento con el movimiento de ese cuerpo sólido. Las partículas de aire que interaccionan con el objeto a su vez también interaccionan con otras partículas de aire provocando fuerzas viscosas que se oponen al movimiento del cuerpo.

De manera intuitiva podemos pensar entonces que el efecto que el cuerpo ejerce sobre el fluido disminuye con la distancia al objeto.

La viscosidad nos va a definir en gran manera cómo se comporta el fluido a su paso alrededor del sólido. El hecho de ser la viscosidad muy pe-

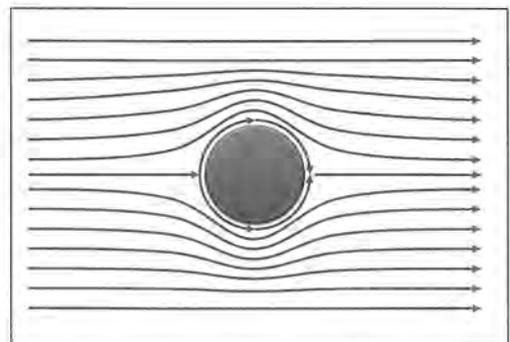
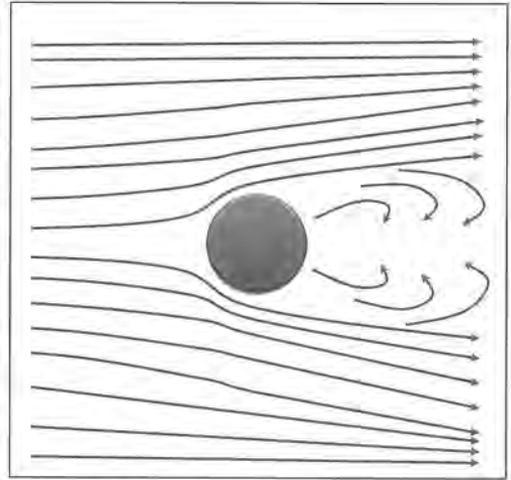


Figura 8.2.3. Flujo no viscoso alrededor de un cilindro

queña o poder considerar su contribución despreciable respecto a otros efectos nos simplifica en gran manera el problema. Así por ejemplo si tenemos un cilindro en una corriente de fluido las partículas de aire se comportarán de distinta forma si existe viscosidad o si no existe.

Si tenemos un fluido en el que la viscosidad es despreciable las partículas de fluido rodearán al cilindro en toda su superficie ajustándose a él y siguiendo trayectorias cuasi paralelas.

Si tenemos un fluido en el que los efectos de la viscosidad son apreciables veremos que las partículas del fluido se ajustarán al cilindro en su parte delantera, pero llegará un punto de la superficie del cilindro en el que las partículas de fluido se separarán de la superficie provocando la aparición de una estela.



8.2.4 Flujo viscoso alrededor de un cilindro

Como vemos, el aire interacciona mecánicamente con el objeto mediante fuerzas de presión (compresibilidad) y de viscosidad. Pero también se producen las otras interacciones mencionadas como la térmica, dependiendo de las conductividades térmicas del aire, del sólido y de las temperaturas de ambos podrá producirse el paso de calor de uno a otro en mayor o menor medida.

## • Capa límite

Cuando tenemos un objeto moviéndose a través del aire existe una zona de pequeño espesor que rodea al cuerpo y en la que son muy importantes los efectos de la viscosidad. A esta zona se la conoce como capa límite y en ella la velocidad relativa entre el cuerpo y el aire varía desde cero (en la superficie del cuerpo) hasta casi la velocidad total relativa entre ellos. Esto es debido a la fricción que se produce entre las partículas de aire y la superficie del cuerpo que hace que el aire en la capa límite se frene para acomodarse al paso del objeto.

La velocidad en la frontera entre cuerpo y aire es cero, es decir, las partículas de aire que están en contacto con el cuerpo no se mueven con respecto a este. Este fenómeno explica por ejemplo el que a las palas de un ventilador no se les caiga el polvo fino al ponerlo en funcionamiento, o que un automóvil no se quede reluciente al atravesar el aire circulando por una autopista.

Conforme nos alejamos de la superficie del objeto la velocidad relativa entre cuerpo y aire aumenta rápidamente hasta su valor máximo.

En la figura siguiente vemos mejor ese perfil de velocidades. El vector de cada partícula indica la dirección de la velocidad y su longitud la velocidad relativa entre cuerpo y aire. Las partículas tienen todas la misma velocidad antes de llegar a la superficie del objeto, es decir, forman una corriente uniforme. Una vez en las proximidades del objeto las partículas se comportan conforme a lo que se ha explicado anteriormente. La capa límite discurre desde la superficie del objeto, donde la velocidad es nula, hasta el punto donde la velocidad es el 99% de la de corriente libre.

Genéricamente el espesor de esta capa límite depende del tipo de fluido, de la velocidad relativa entre cuerpo y fluido, de la forma de la superficie del objeto y de lo lisa que sea esta superficie, además de otras causas cuya influencia es menor. En un avión comercial la capa límite puede

tener un espesor de 2 a 3 centímetros hacia la mitad de la cuerda del perfil. Dependiendo de si estas partículas siguen trayectorias ordenadas o desordenadas tendremos una capa límite laminar o turbulenta.

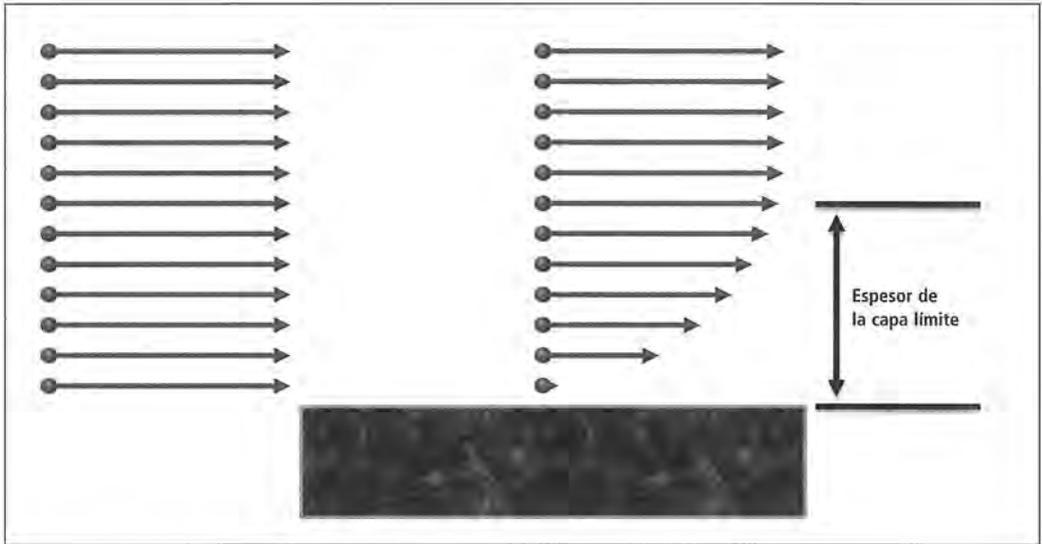


Figura 8.2.5. Perfil de velocidades en la capa límite

## • Flujo laminar y turbulento

En una corriente uniforme de fluido las partículas viajan a velocidad constante siguiendo líneas rectas y manteniendo distancias constantes entre ellas.

La presencia de un objeto produce una perturbación en la corriente debido a los cambios de dirección y de velocidad de las distintas partículas que la componen.

Debido a esta perturbación de la corriente, las partículas pueden comportarse de dos maneras dependiendo de las propiedades de dicha corriente. Las partículas pueden desplazarse ordenadamente formando láminas o de forma caótica.

El flujo laminar se produce cuando los efectos más importantes en el fluido son debidos a esfuerzos tangenciales. En este caso una partícula se mueve de forma ordenada siguiendo a la partícula que la precede. Si representamos una vista bidimensional de la corriente ver-

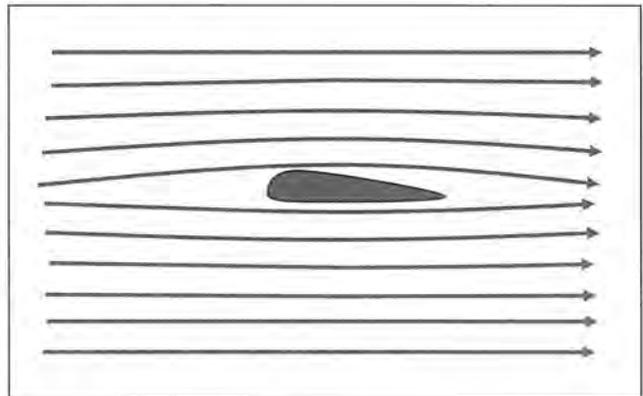


Figura 8.2.6. Líneas de corriente alrededor de un perfil aerodinámico

mos que las partículas forman líneas siguiéndose unas a otras, es decir, todas las partículas que pasan por un punto fijo del espacio describirán trayectorias idénticas. A estas líneas se las conoce en mecánica de fluidos como líneas de corriente.

Se conoce como flujo laminar porque el fluido se mueve en capas uniformes o láminas en cada una de las cuales las partículas se comportan de forma similar.

Una forma sencilla de observar si un flujo es laminar es introduciendo una fuente colorante en un punto de la corriente. Si el flujo es laminar las partículas de colorante seguirán una línea de corriente, formando una línea continua. Podemos observarlo en la siguiente figura en la que se han introducido partículas coloreadas de rojo en una corriente de partículas azules que recorren una tubería de sección variable.

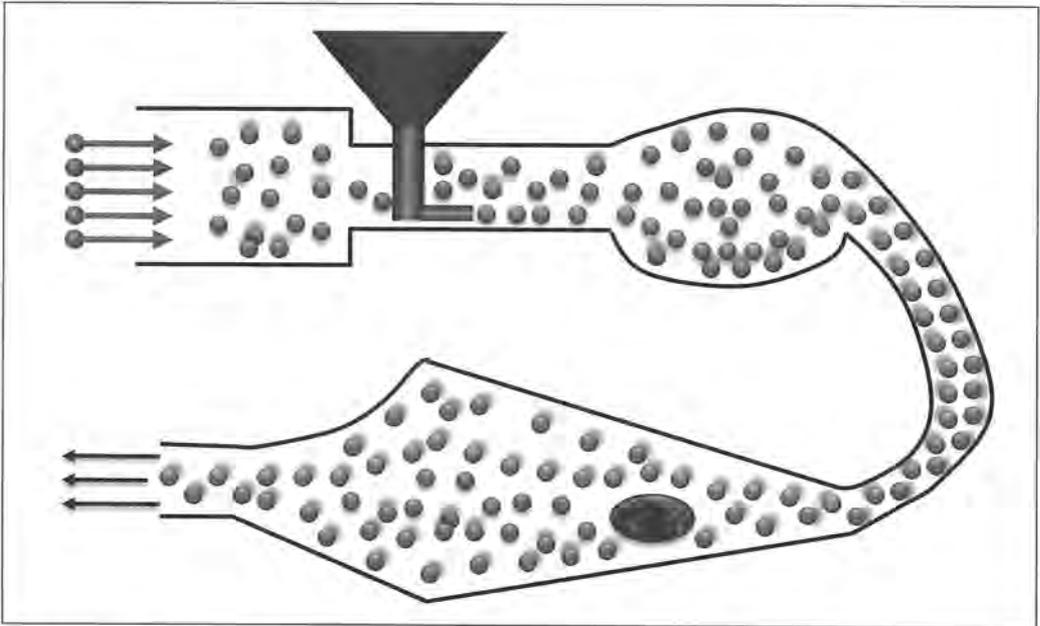


Figura 8.2.7. Línea de corriente formada por colorante rojo

Si la corriente de entrada permanece uniforme y observamos esta situación a lo largo de un periodo de tiempo, veremos que la imagen difiere muy poco independientemente de los dos instantes que comparemos.

Cualquier turbulencia exterior que introduzcamos en el flujo laminar será eliminada por el efecto de la viscosidad conforme pase el tiempo.

Cuando la viscosidad del fluido es pequeña o la velocidad del fluido es grande, la fricción entre las partículas provoca que estas roten, se salgan de su trayectoria y choquen con otras partículas provocándose trayectorias erráticas. En este caso no es posible ver cómo las partículas describen trayectorias suaves siguiendo a las partículas que las preceden. Tenemos entonces un flujo turbulento.

Introduciendo colorante en un flujo turbulento podremos observar que las partículas coloreadas se mezclan con las partículas del flujo sin seguir una trayectoria definida.

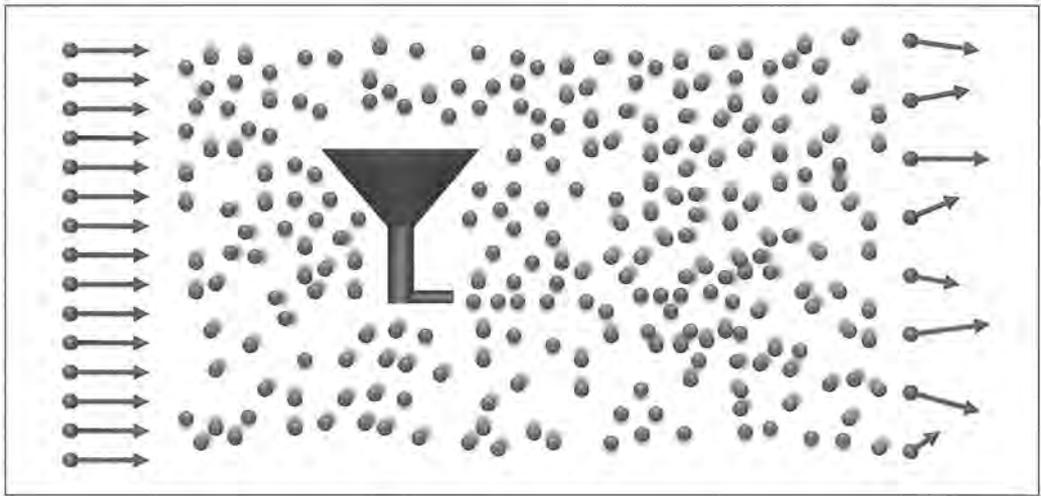


Figura 8.2.8. Fuente de colorante en un flujo turbulento

Vemos que las partículas coloreadas ya no siguen una trayectoria definida y tenderán a difundirse por todo el flujo. Además las velocidades de las partículas a la salida son muy diferentes unas de otras.

Una forma sencilla de predecir cómo se va a comportar un fluido es gracias al número de Reynolds. Es un número sin dimensiones que fue descrito por Osborne Reynolds en 1883.

Este número nos da una idea de la relación entre las características del fluido y de la corriente para saber si el flujo será laminar o turbulento.

El número de Reynolds ( $Re$ ) es el cociente de velocidad por densidad por distancia entre viscosidad.

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot D}{\mu}$$

$\rho$  = densidad del fluido

$v$  = velocidad característica del fluido. Podemos tomar la velocidad media de las partículas de la zona de estudio.

$D$  = distancia característica de la corriente. Por ejemplo, la longitud de una tubería por la que circula agua, o la longitud de un objeto introducido en una corriente de aire.

$\mu$  = viscosidad del fluido.

Introduciendo todos los datos de la corriente obtenemos el valor del número de Reynolds. Es importante reseñar que no es necesario el cálculo exacto del valor de este número, sino que es suficiente una buena aproximación. Por ejemplo, nos da la misma información si el número de Reynolds es 10.000 ó 9.500. Esto es importante a efectos de saber cuál es la velocidad característica o la distancia característica que nos definirán el problema.

Los números de Reynolds bajos (inferiores a 2.000) nos indican que estamos ante un flujo laminar.

Los números de Reynolds intermedios (entre 2.000 y 4.000) indican un flujo de transición en el que el fluido se comporta de una forma intermedia.

Los números de Reynolds altos (superiores a 4.000) indican que estamos ante un flujo turbulento. Cuanto mayor sea el valor del número mayor serán los efectos de las turbulencias en el fluido.

La siguiente figura muestra cómo es la transición de flujo laminar a turbulento en un ala, y las consecuencias que puede acarrear, ya que como más tarde explicaremos, según aumenta el ángulo de ataque, se extiende la capa turbulenta y disminuye la sustentación.

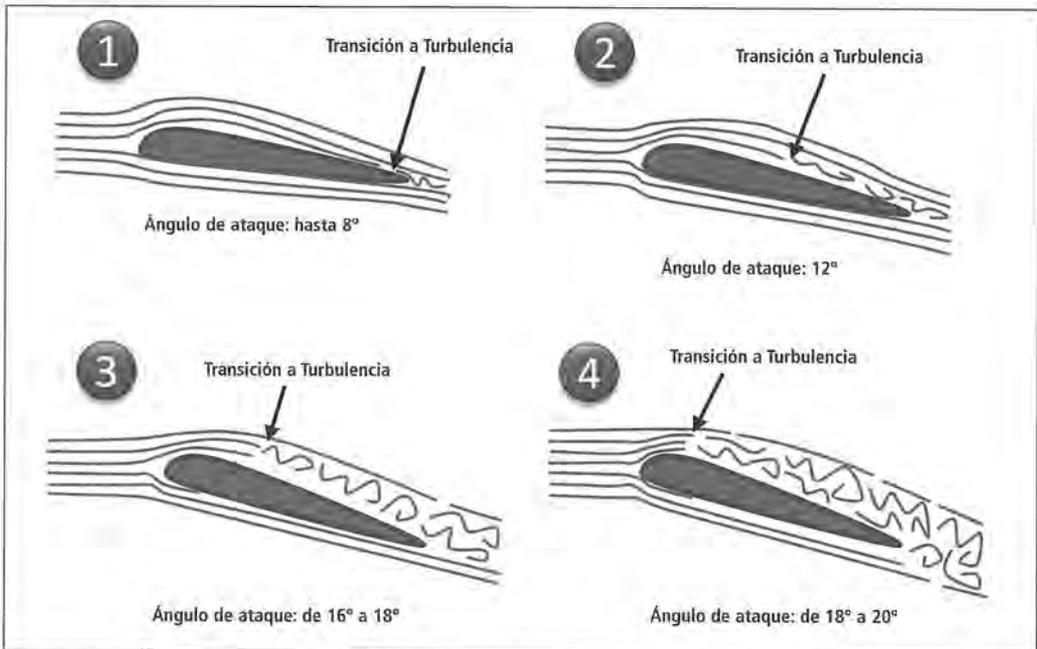


Figura 8.2.9. Incremento del ángulo de ataque y entrada en pérdida

## • Flujo de una corriente libre

Una corriente libre es aquella en la que la viscosidad del fluido es nula (flujo no viscoso). La realidad es que no existen fluidos cuya viscosidad sea cero, sin embargo podemos utilizar esta modelización en la resolución de problemas aerodinámicos y bajo unas condiciones específicas.

Pese a que la viscosidad del fluido no sea nula, podemos suponer el flujo como no viscoso siempre que los efectos de esa viscosidad sean despreciables dentro de la corriente. Este es el caso cuando nuestra corriente presenta números de Reynolds muy altos.

### Ejemplo

Tenemos un perfil aerodinámico cuya cuerda mide 1 metro, introducido en una corriente de hidrógeno ( $\rho = 0,089 \text{ kg/m}^3$ ) cuya viscosidad es  $\mu = 0,0000084 \text{ kg/m}$  y a una velocidad de  $94,38 \text{ m/s}$ . ¿Es necesario en general tener en cuenta los efectos de la viscosidad en los análisis relativos a esta situación?



El número de Reynolds es:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot D}{\mu} = \frac{0,089 \cdot 94,38 \cdot 1}{0,0000084} = 1.000.000$$

Con un número de Reynolds tan alto podemos suponer despreciables los efectos de la viscosidad y no tenerlos en cuenta del mismo modo que si la viscosidad fuera nula.

Cuando analizamos los efectos de la presencia de un cuerpo en una corriente, podemos suponer que el flujo es no viscoso si nos alejamos lo suficiente de la superficie del objeto. Esto presupone que no podemos realizar el análisis en la capa límite donde como ya sabemos los efectos de la viscosidad son muy importantes.

Estos flujos que no contienen a la capa límite son conocidos como externos. El estudio de estos flujos supone una simplificación importante en la resolución de problemas aerodinámicos. Por ejemplo, suponiendo el flujo alrededor de un perfil aerodinámico como no viscoso se consigue una predicción aproximada (con una precisión más que aceptable) de cómo se comportará el perfil en una corriente real.

## • Flujo de aire relativo

A la hora de analizar cómo se comporta un cuerpo inmerso en una corriente de aire es necesario conocer tanto las características físicas de cuerpo y fluido como sus velocidades. Las acciones que el fluido ejercerá sobre el cuerpo dependerán de la velocidad relativa entre cuerpo y fluido. Por ejemplo, si tenemos un avión volando a 700 km/h con viento de cara de 100 km/h la velocidad relativa que usaremos a efectos de resolver las acciones aerodinámicas será de 800 km/h.

Normalmente utilizamos un sistema de referencia para poder componer esas velocidades. Ese sistema de referencia en general y para los problemas que nos competen estará fijo a la tierra y estará compuesto por tres ejes perpendiculares que representan las tres direcciones fundamentales en las tres dimensiones. Estos ejes son distintos de los que utilizamos cuando queremos ver lo que ocurre en el avión visto desde el avión, y que estudiaremos cuando analicemos la estabilidad.

Normalmente se representa como eje "X" el eje en dirección del movimiento principal, el eje "Y" perpendicular al eje X y en el plano horizontal y el eje "Z" perpendicular a ambos y formando un sistema de giro a derechas (si giramos un tornillo desde X hacia Y penetraría en el sentido de Z positivo).

Para conocer una velocidad tenemos que saber tanto su módulo como su dirección y sentido. En el ejemplo anterior no es lo mismo que el viento sea de cara o de cola, puesto que en el segundo caso la velocidad relativa sería de 600 km/h. También puede ocurrir que el viento forme un cierto ángulo con la dirección de la velocidad de la aeronave en cuyo caso nos puede interesar saber el módulo de la componente longitudinal (viento en dirección de la velocidad del avión) y el módulo de la componente transversal (viento lateral).

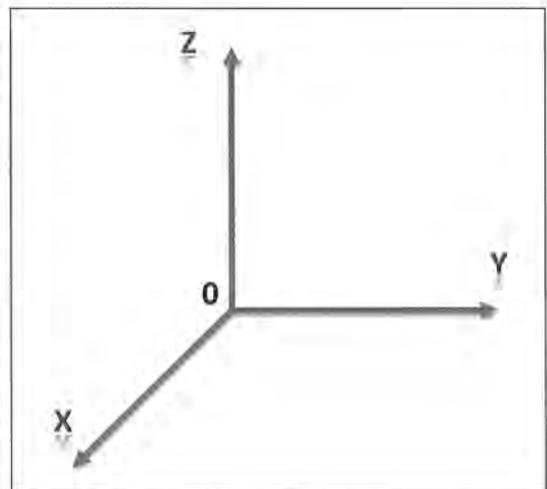


Figura 8.2.10. Sistema de referencia general compuesto por 3 ejes

**Ejemplo.**

Un avión va a aterrizar en un aeropuerto en un momento en el que un viento de cara de 150 km/h forma un ángulo de  $30^\circ$  con el eje de la pista. Si el avión realiza la aproximación a 200 km/h calcular:

- Velocidad del aire respecto al suelo en dirección del eje de pista.
- Velocidad del aire respecto al suelo en dirección transversal al eje de pista.
- Velocidad relativa entre avión y aire en dirección longitudinal.
- Velocidad lateral relativa entre el avión y el aire.

Vamos a coger unos ejes de referencia "X" según el eje de pista e "Y" perpendicular. El eje "Z" resultaría vertical (perpendicular al papel) pero no lo vamos a utilizar.

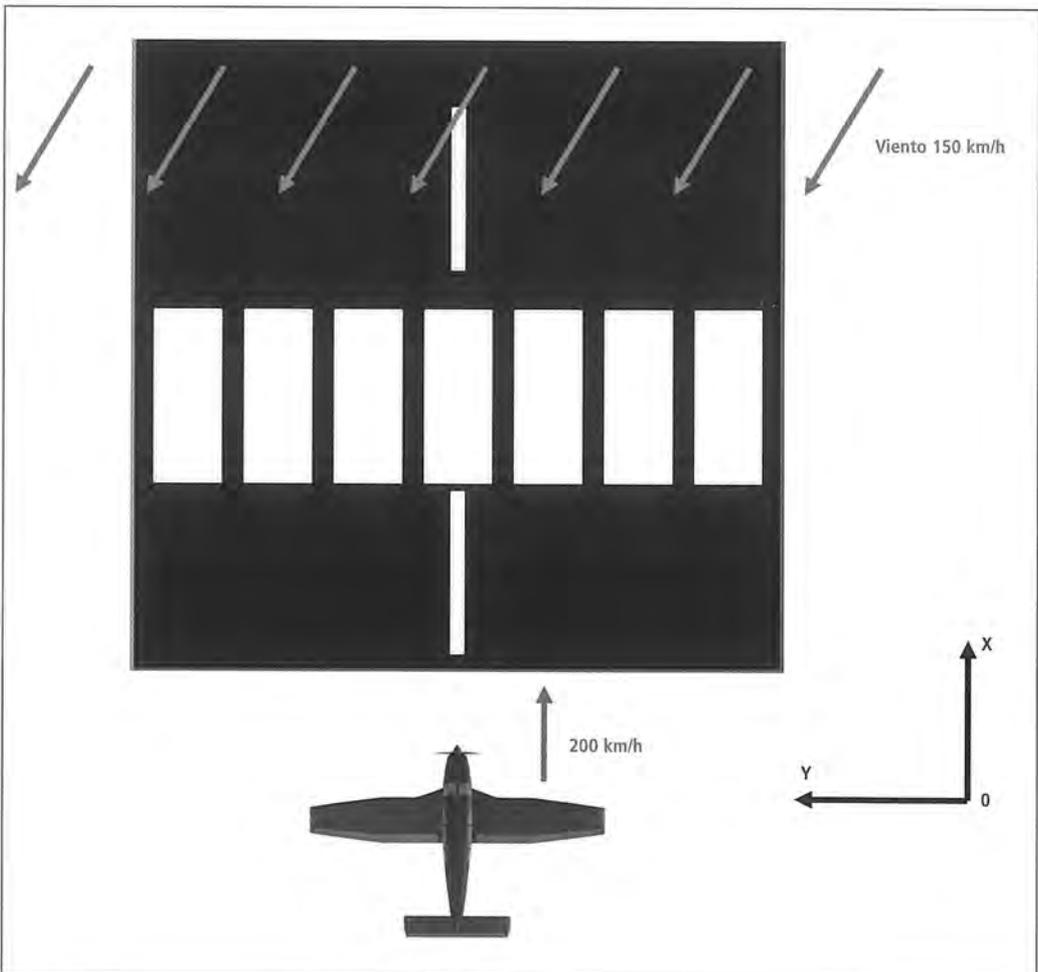
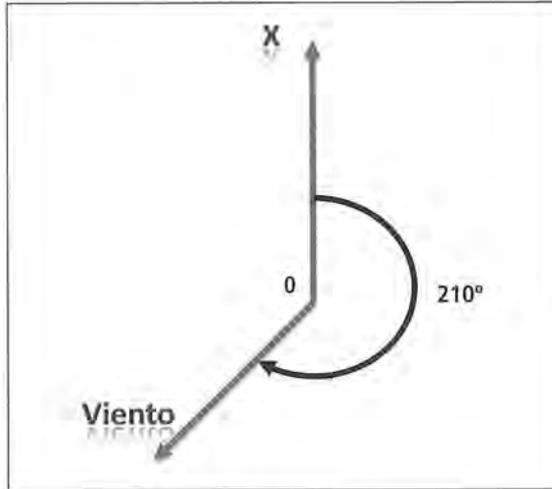


Figura 8.2.11: Representación del sistema de referencia con 2 ejes



a) La velocidad del aire forma un ángulo de  $210^\circ$  con respecto al eje X.

Usando trigonometría básica:



$$V_{aire}(x) = V_{aire} \cdot \cos 210 = 150 \cdot (-0.866) = -129,9 \text{ km/h}$$

b) La velocidad del aire respecto al suelo en dirección transversal al eje de pista se obtiene de modo similar.

$$V_{aire}(y) = V_{aire} \cdot \cos 60 = 150 \cdot (0,5) = 75 \text{ km/h}$$

c) La velocidad relativa entre avión y aire en dirección longitudinal se obtiene sumando las componentes de la velocidad según el eje X.

Por el hecho de volar a 200 km/h el avión ve una corriente de 200 km/h en sentido negativo del eje X. Además el viento presenta una componente de 129,9 km/h en el mismo sentido. La velocidad del avión con respecto al aire será la suma de ambas:

$$V(x) = -200 + (-129,9) = -329,9 \text{ km/h}$$

A efectos prácticos de cálculo de fuerzas aerodinámicas es como si el avión se encontrara inmerso en una corriente longitudinal de aire cuya velocidad es 329,9 km/h.

d) La velocidad lateral relativa entre el avión y el aire.

La velocidad lateral relativa que verá el avión será de 75 km/h puesto que el avión no se mueve lateralmente con respecto a tierra.

## • Deflexión del flujo hacia arriba y hacia abajo

El efecto principal del ángulo de ataque del ala es el de deflectar la corriente incidente de aire cambiando su dirección. El hecho de cambiar la dirección del aire significa que le estamos inyectando energía en una dirección que no tenía. Según la tercera ley de Newton (toda acción provoca una reacción de igual magnitud y sentido contrario) el aire ejercerá una fuerza proporcional en sentido contrario.

Por ejemplo, si tenemos una placa plana inmersa en una corriente de aire, formando un cierto ángulo positivo con la dirección de la corriente (ángulo de ataque), se producirá la deflexión de la corriente hacia abajo. Esto significa que estamos empujando el aire hacia abajo, por lo que el aire empujará la placa hacia arriba. A esta fuerza vertical la llamamos sustentación cuando hablamos de superficies aerodinámicas como las alas.

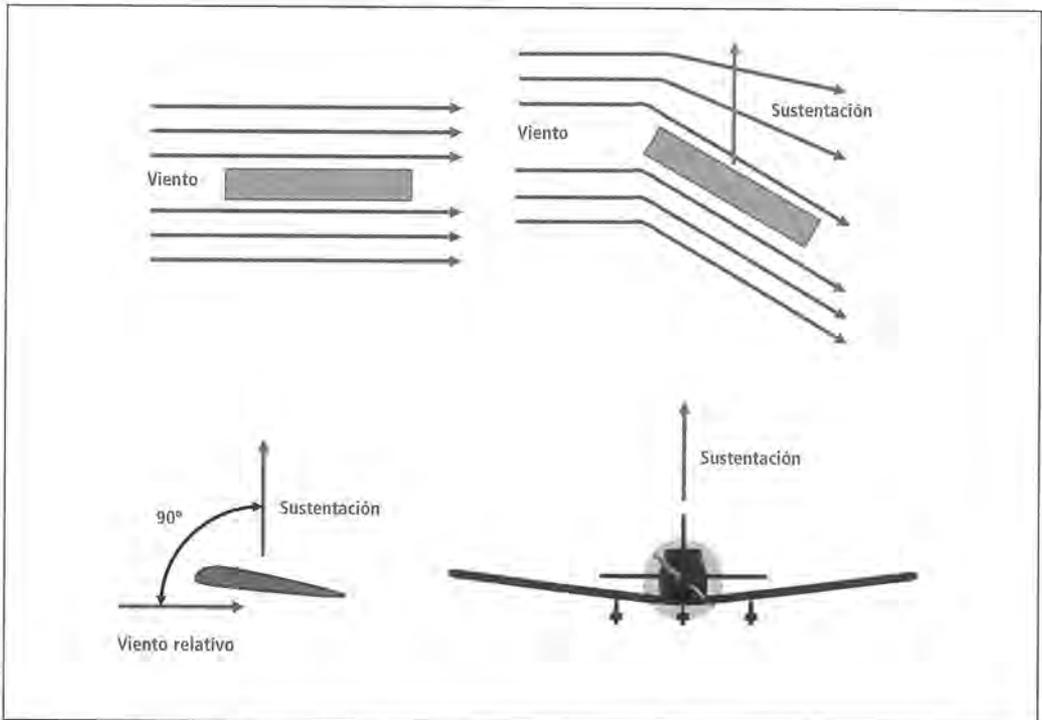


Figura 8.2.12. Deflexión del flujo y generación de sustentación

Si el ángulo de la placa fuera negativo el aire se deflectaría hacia arriba, empujando la placa hacia abajo.

Este efecto se utiliza tanto en la generación de la sustentación de las alas como en los cambios de sustentación en las superficies móviles para maniobrar el avión.

## • Torbellinos, manantiales y remansos

Una manera que tenemos de resolver problemas complejos es mediante la búsqueda de soluciones elementales de cuya suma resulte un campo fluido similar al del problema original. Así, las acciones a las que se ve sometido un perfil muy complicado que se introduce en una corriente de aire son similares a las que se generan cuando introducimos un conjunto de soluciones elementales de distintas intensidades equivalente al perfil original.

Debemos buscar soluciones elementales que induzcan en el campo fluido las mismas velocidades que induciría el perfil original.

En la figura 8.2.13. podemos observar esta situación en la que tenemos un perfil aerodinámico introducido en una corriente uniforme de aire. Colocando una serie de torbellinos, manantiales y sumideros equivalentes podemos obtener el mismo campo fluido y estudiar las acciones que en él se presentan de forma más sencilla (matemáticamente hablando).

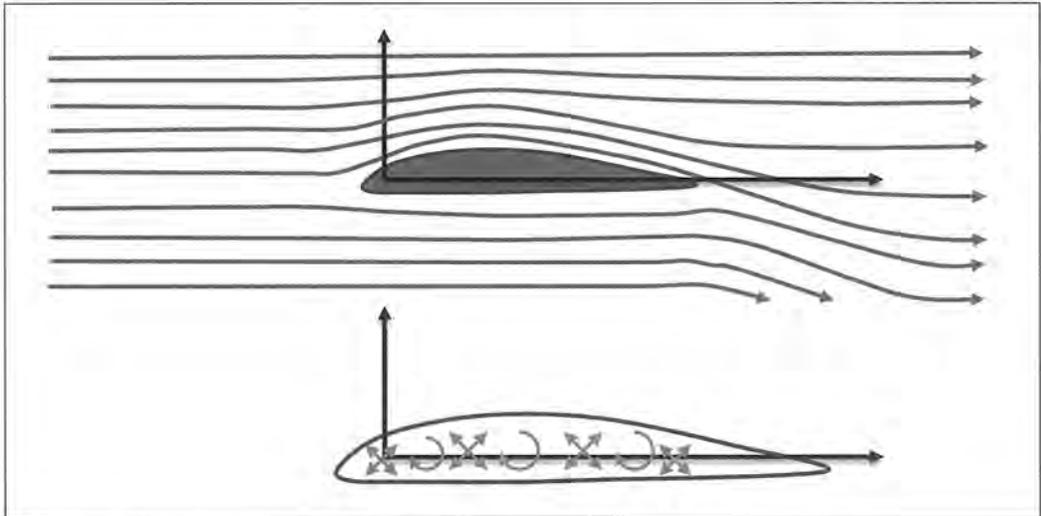


Figura 8.2.13. Soluciones elementales equivalentes a un perfil aerodinámico

## Corriente uniforme

Un ejemplo sencillo de corriente uniforme (suponiendo que todos los elementos son perfectos) es el paso de agua a través de una tubería suficientemente grande. Si analizamos la zona central de la tubería veremos que todas las partículas tienen la misma velocidad (tanto en módulo como en dirección).

Una corriente uniforme induce velocidades iguales en todas las partículas del campo fluido. Suponiendo una corriente uniforme de velocidad  $V_0$  que forma un ángulo  $\alpha$  con nuestro eje cartesiano  $X$  podemos escribir las componentes de velocidad en cualquier punto del campo fluido como:

$$V_x = V_0 \cdot \cos\alpha$$

$$V_y = V_0 \cdot \operatorname{sen}\alpha$$

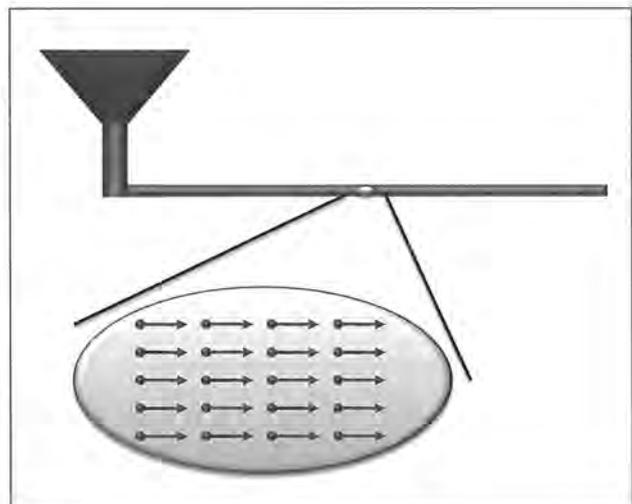


Figura 8.2.14. Ejemplo de corriente uniforme

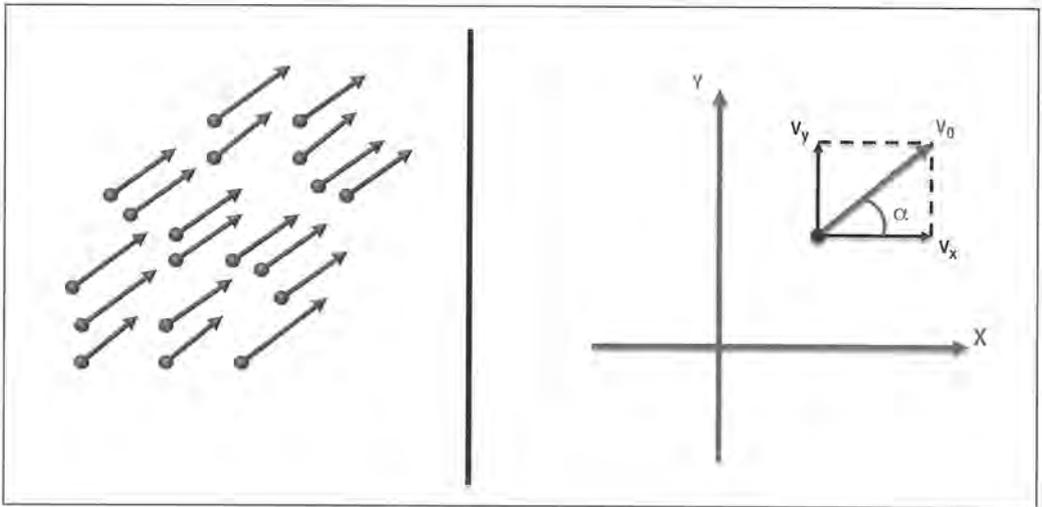


Figura 8.2.15. Corriente uniforme

### Torbellinos

Otra de las soluciones elementales que vamos a estudiar es el torbellino. Un torbellino es un elemento que en el plano provoca que las partículas del campo fluido giren alrededor de él describiendo círculos.

Para imaginar cómo es el efecto de un torbellino se puede introducir una batidora en un barreño lleno de agua. Mirando desde arriba veremos como las partículas de agua giran alrededor de la batidora, más rápido las más cercanas al eje de la batidora y más despacio las más lejanas.

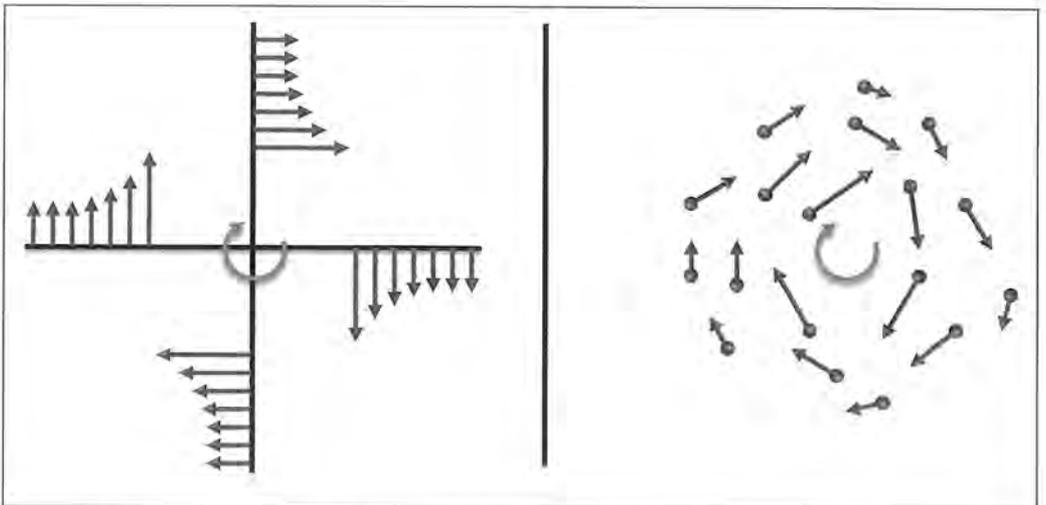


Figura 8.2.16. Velocidades generadas por un torbellino en el campo fluido



La velocidad de giro de estas partículas es circunferencial ( $V_\theta$ ) y depende de la intensidad del torbellino ( $\Gamma$ ) y de la distancia de la partícula al centro del torbellino ( $r$ ). No existe velocidad radial ( $V_r$ ), es decir, las partículas no se alejan ni se acercan al torbellino. Podemos conocer las velocidades de cada partícula en función de su distancia al centro del torbellino y el ángulo que forma el radiovector (línea que une una partícula con el centro del torbellino) con el eje horizontal positivo (X).

$$V_\theta = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \begin{cases} V_x = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot \cos\theta \\ V_y = -\frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot \text{sen}\theta \end{cases}$$

$$V_r = 0$$

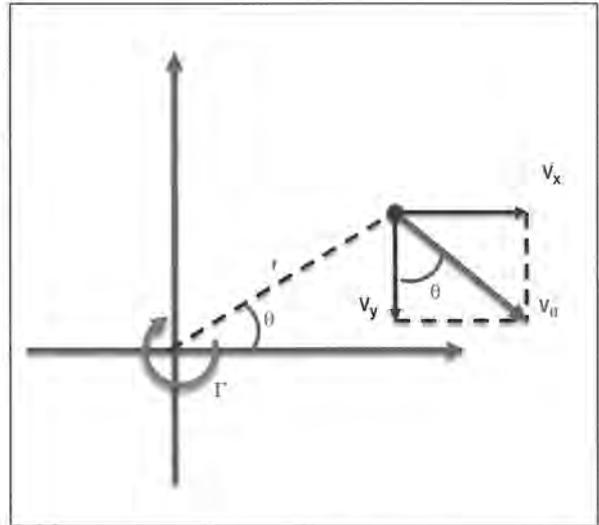


Figura 8.2.17. Velocidades en coordenadas cartesianas

## Manantiales y sumideros

Los manantiales emiten fluido induciendo velocidades radiales en los puntos del campo fluido de manera que las partículas se alejan del centro del manantal. En el ejemplo anterior quitaríamos la batidora y dejaríamos un grifo abierto sobre el barreño, de manera que el agua que va cayendo va empujando al resto hacia afuera.

Podemos saber la velocidad que se induce en un punto del campo fluido en función de su distancia al centro del manantal y del gasto  $Q$  (cantidad de fluido que sale por el centro del manantal). Conforme nos alejamos del manantal la velocidad de las partículas disminuye.

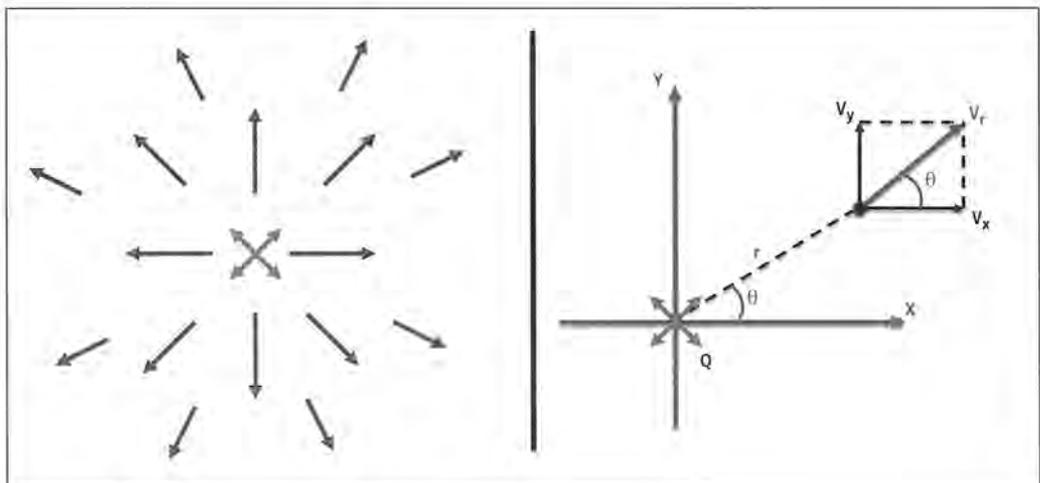


Figura 8.2.18. Velocidades inducidas por un manantal

$$V_r = \frac{Q}{2 \cdot \pi \cdot r} \begin{cases} V_x = \frac{Q}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot \cos\theta \\ V_y = \frac{Q}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot \sin\theta \end{cases}$$

$$V_\theta = 0$$

Los sumideros absorben fluido de manera que la velocidad también es radial pero se dirige hacia el centro del sumidero. Es como si hiciéramos un agujero en centro del fondo de nuestro barreno, todas las partículas se dirigirán hacia ese punto.

El gasto de fluido que absorbe el sumidero es negativo ( $-Q$ ).

$$V_r = -\frac{Q}{2 \cdot \pi \cdot r} \begin{cases} V_x = -\frac{Q}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot \cos\theta \\ V_y = -\frac{Q}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot \sin\theta \end{cases}$$

$$V_\theta = 0$$

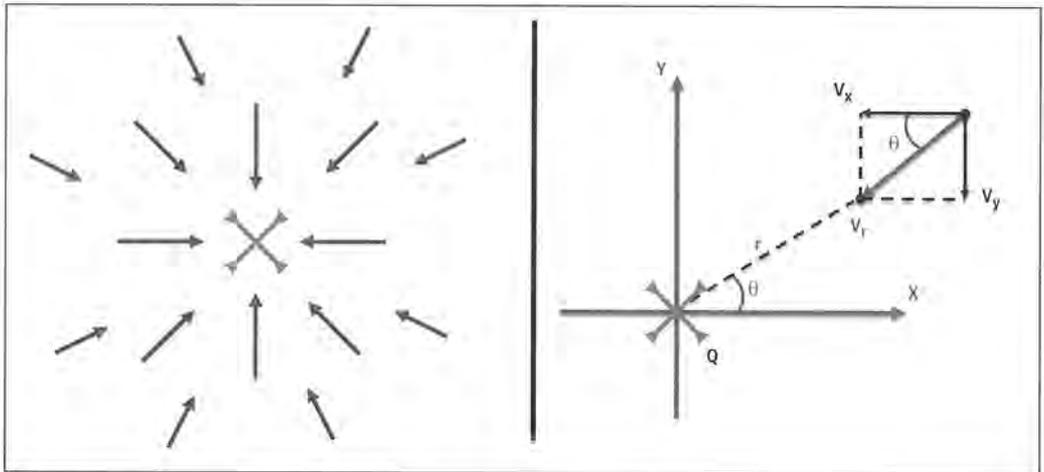


Figura 8.2.19. Velocidades inducidas por un sumidero

### Puntos de remanso

Los puntos de remanso son lugares donde la velocidad del fluido es cero. Esto es debido a la presencia de varios elementos que perturban el campo fluido, por ejemplo dos manantiales enfrentados o un manantial y una corriente de aire. La velocidad será cero en los puntos en los que la suma de las velocidades de cada uno de los elementos sea nula. En un fluido en reposo en el que no hay ningún elemento todos los puntos son puntos de remanso.

Una manera de verlo es a través de las líneas de corriente generadas por la presencia de estos elementos en el campo fluido. Existirán puntos de remanso allí donde se corten dos o más líneas de corriente.



En la figura siguiente podemos observar las velocidades que inducen en un campo fluido dos manantiales de igual intensidad (igual gasto  $Q$ ) a través de las líneas de corriente.

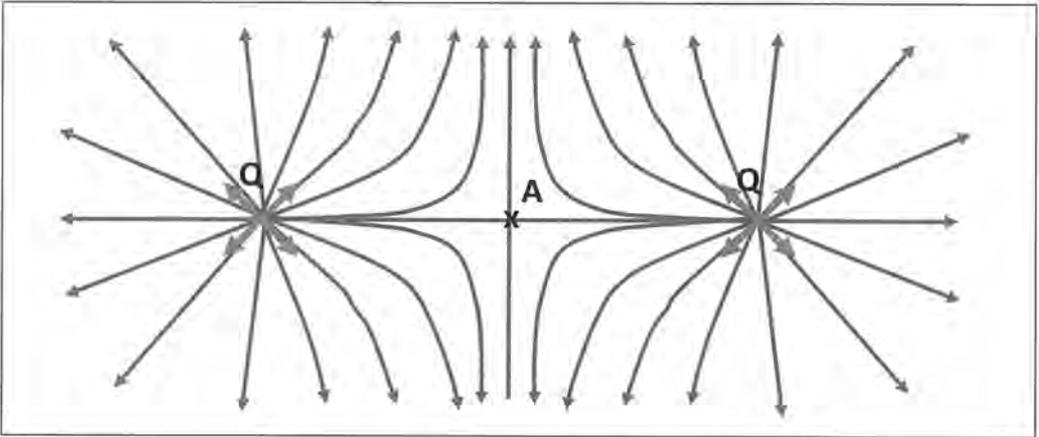


Figura 8.2.20. Punto de remanso (A) generado por dos manantiales de igual intensidad

En el punto central de la línea que une a ambos manantiales existe un punto de remanso (A) ya que aquí las velocidades que inducen ambos manantiales son iguales pero de sentido contrario, con lo que su suma es cero. El punto de remanso equidista de los centros de los manantiales ya que ambos tienen la misma intensidad (generan la misma cantidad de fluido). Si uno de los manantiales fuera más intenso, el punto de remanso estaría más cerca del otro manantial. También observamos que las partículas alrededor de este punto ya no siguen trayectorias rectas debido a que se ven influidas por la presencia de los dos manantiales.

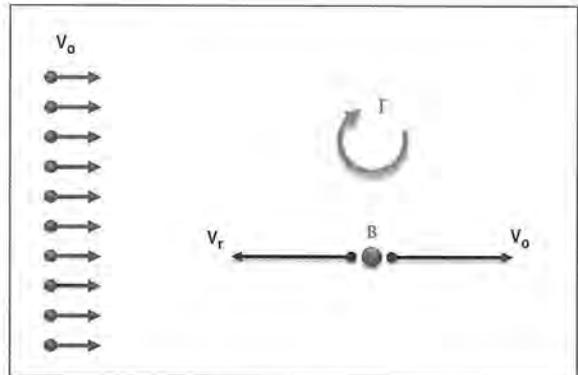


Figura 8.2.21. Punto de remanso (B) generado por un torbellino en presencia de una corriente uniforme

Veamos otro ejemplo en el que tenemos una corriente uniforme y un torbellino. Hay un punto en el que las velocidades que inducen ambos elementos son iguales y de sentido contrario, en dicho punto tendremos un punto de remanso (B).

## • Terminología

La estructura más importante a la hora de generar sustentación en una aeronave es el ala. Los dos problemas más importantes a la hora de diseñar un ala son: conseguir la máxima sustentación con la mínima resistencia, y conseguir que la estructura del ala resista todos los esfuerzos a los que se puede ver sometida sin romperse. Como se verá más adelante, cuanto mayor es el alar-

gamiento del ala menos resistencia produce esta, pero también es mayor el momento flector (esfuerzo que provoca la flexión) que se genera y por tanto mayor es el esfuerzo que debe resistir la estructura.

Las primeras aeronaves resolvían el problema de la resistencia estructural mediante la colocación de dos alas paralelas (biplanos) unidas por refuerzos y cables tensores. Esto acortaba la longitud del ala y disminuía el esfuerzo que debía resistir. Sin embargo esta solución presentaba unos niveles de resistencia aerodinámica muy elevados.

Esta situación provocó que se invirtieran muchos recursos en el estudio de materiales nuevos más ligeros y resistentes, lo que desembocaría en la aparición de las primeras aleaciones de aluminio. La sustitución de estructuras de madera por estructuras de aluminio menos pesadas y más resistentes permitió la aparición de las configuraciones monoplano (aviones con una sola ala).

A la par que se investigaba en materiales, se avanzó mucho en estudios aerodinámicos. Se llegó entonces a conclusiones como que se reducía la resistencia mediante alas con mayores alargamientos. Otra forma de reducir la resistencia era mediante la construcción de alas con forma en planta elíptica, si bien la construcción de estas alas era muy compleja y aumentaba mucho los costes.

Debido a la dificultad de construcción de alas con forma en planta elíptica se ha optado por construir alas que mediante tramos rectos se asemejan a la forma en planta elíptica, perdiendo algunas propiedades aerodinámicas pero simplificando enormemente su construcción.

Otra solución que mejora las propiedades aerodinámicas es la introducción de la flecha, que consiste en que el ángulo que forma una semiala con el fuselaje sea distinto de  $90^\circ$ .

A efectos de diseño y estudio de las acciones aerodinámicas sobre un ala es interesante y simplifica el planteamiento, el hecho de estudiar el comportamiento de cada sección del ala y luego sumar el efecto de todas las secciones. A una sección de espesor muy fino del ala producida por un corte transversal (paralelo al fuselaje) es a lo que se llama perfil aerodinámico, y es el estudio de la forma de este perfil lo que nos permitirá obtener las acciones que se van a producir sobre el ala.

La forma de un perfil queda definida por la posición de su punto delantero que se llama borde de ataque; la posición del punto trasero por donde la corriente abandona el perfil y que se llama borde de salida; la línea superior entre ambos puntos llamada extradós y la línea inferior entre ambos puntos llamada intradós.

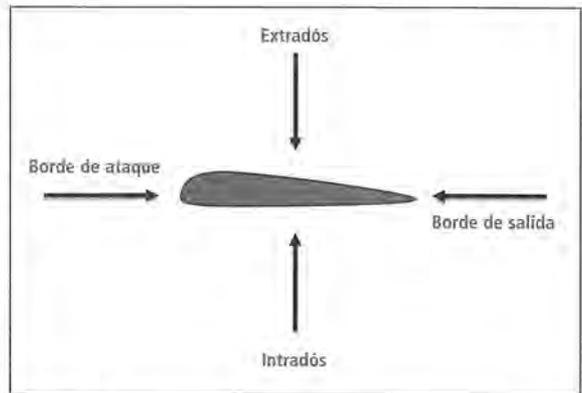


Figura 8.2.22. Zonas de un perfil aerodinámico

## Cuerda

La cuerda de un perfil aerodinámico es una línea recta imaginaria que une el borde de ataque con el borde de salida. La longitud de esta línea es una de las dimensiones más importantes a la hora de caracterizar un perfil. Además el ángulo que forma la corriente de aire con la dirección de la cuerda es lo que llamamos ángulo de ataque, ángulo que nos aparecerá muy a menudo en aerodinámica.

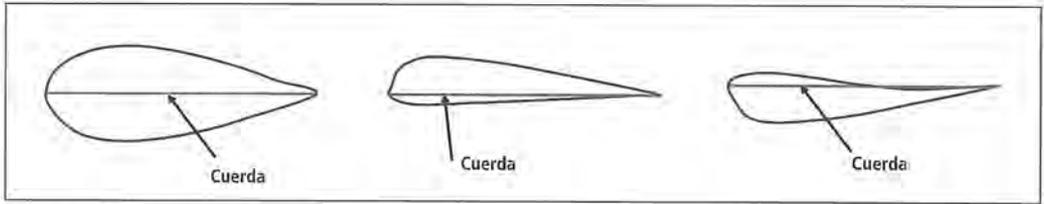


Figura 8.2.23. Localización de la cuerda

## Curvatura

La curvatura es una propiedad geométrica de los perfiles aerodinámicos que nos indica cuánto dista nuestro perfil de ser simétrico. Está definida como la distancia entre la línea media (línea que equidista de extradós e intradós) y la cuerda del perfil. Cuando el perfil es simétrico la cuerda y la línea de curvatura coinciden puesto que en este caso la cuerda equidista de extradós e intradós.

Podemos tener curvatura positiva cuando la línea de curvatura se sitúa por encima de la cuerda, curvatura negativa cuando la línea de curvatura se encuentra por debajo de la cuerda o curvatura doble en caso de que la línea de curvatura vaya un tramo por encima de la cuerda y otro tramo por debajo.

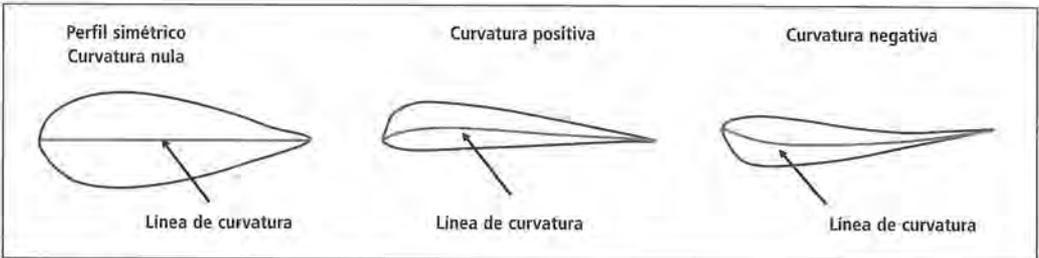


Figura 8.2.24. Tipos de perfiles según curvatura

La curvatura de un perfil es muy importante ya que es una de las propiedades que más influyen en la generación de sustentación.

## Espesor

El espesor es la distancia entre el extradós y el intradós. Esta distancia varía a lo largo de la cuerda, comienza siendo nula en el borde de ataque y va aumentando hasta un valor máximo. A partir de ese punto vuelve a disminuir para volver a ser nulo en el borde de salida.

Una característica del perfil es el valor máximo del espesor. El valor máximo del espesor se suele dar como porcentaje de la cuerda. Si el espesor máximo del perfil es 10

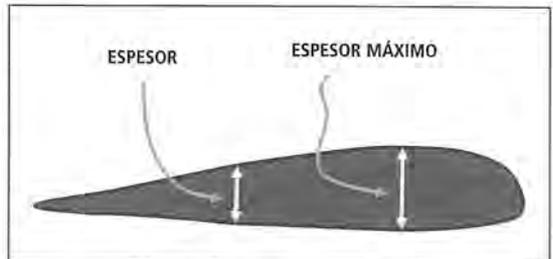


Figura 8.2.25. Espesor de un perfil

y la cuerda mide 100 este valor será del 10%. Con este valor sabemos rápidamente si tenemos un perfil delgado o grueso. Dicho valor de espesor suele situarse entre un 3% (para los perfiles muy delgados) y un 18% (para los perfiles muy gruesos).

### Forma del ala y alargamiento

La principal superficie sustentadora del avión es el ala y de la forma del ala dependerán en gran medida las fuerzas que se generan y que permiten al avión volar. Las propiedades del ala en cuanto a lo que espesor se refiere se conocen a través del estudio de los perfiles aerodinámicos.

Para calcular la distribución de fuerzas es importante conocer la forma en planta del ala. Esta forma es la que observamos desde la parte de arriba del avión.

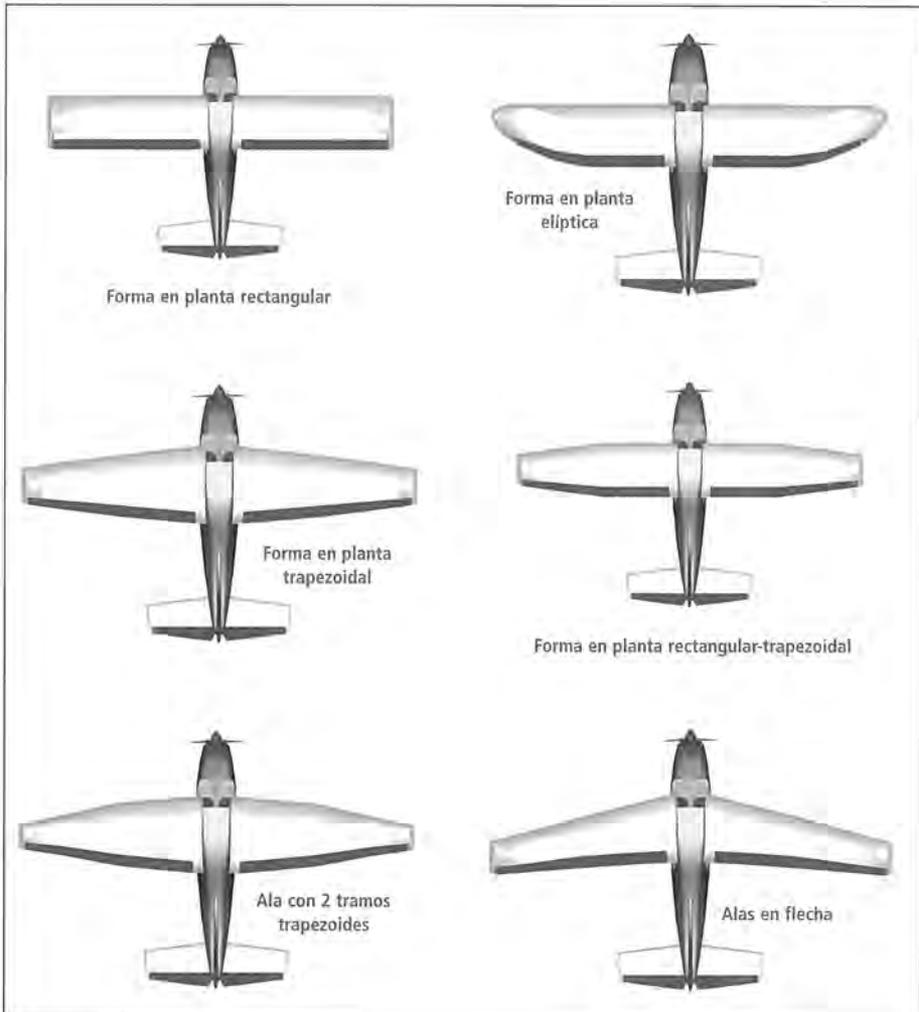


Figura 8.2.26. Formas en planta del ala

A lo largo de la historia la evolución de la ingeniería ha dado lugar a distintas formas de ala. Las primeras alas diseñadas eran de forma en planta rectangular dado que eran las más sencillas de construir.

Conforme se avanzó en el estudio de la aerodinámica se llegó a la conclusión de que una forma en planta elíptica era la que minimizaba la resistencia del ala. Si bien la construcción de alas con esta forma es extremadamente cara, la existencia de elevados presupuestos militares durante la Segunda Guerra Mundial permitió el diseño y construcción de algunas aeronaves de combate con alas de forma en planta elíptica como el famoso Spitfire británico.

Dado el elevado coste de construcción de alas de forma en planta elíptica el desarrollo posterior de la aviación comercial, donde se busca la constante disminución de costes tanto de fabricación como de operación del avión, dio lugar a la búsqueda de soluciones intermedias entre el ala rectangular y el ala elíptica. La primera de ellas es el ala trapezoidal cuya forma se aproxima al ala elíptica manteniendo una sencillez de construcción similar a la del ala rectangular.

La siguiente solución a la que se llegó es una combinación de un ala rectangular con una trapezoidal. Consiste en un primer tramo de ala recto seguido de un segundo tramo trapezoidal. La última solución y una de las más utilizadas en aviación en la actualidad es una evolución de esta última en la que tenemos dos tramos trapezoidales.

El estudio de la aerodinámica también concluye que dotar al borde de ataque de un cierto ángulo con respecto a la corriente de aire mejora las propiedades aerodinámicas del avión cuando vuela a altas velocidades (próximas a la velocidad del sonido). Esto ha provocado la aparición de alas con flecha, donde la flecha, que será definida con mayor exactitud más adelante, viene a ser el ángulo que forma el semiala con el fuselaje.

Para caracterizar el ala se definen una serie de parámetros cuyos valores fijarán la forma de la misma:

- **Envergadura:** Es la longitud total del ala medida de punta a punta. Se indica la envergadura con la letra "b".
- **Superficie alar:** Es la superficie de la vista en planta del ala. Si por ejemplo tenemos un ala rectangular la superficie alar será el producto de la envergadura por la cuerda (superficie del rectángulo). Se utiliza la letra "S" para especificar el valor de la superficie alar.

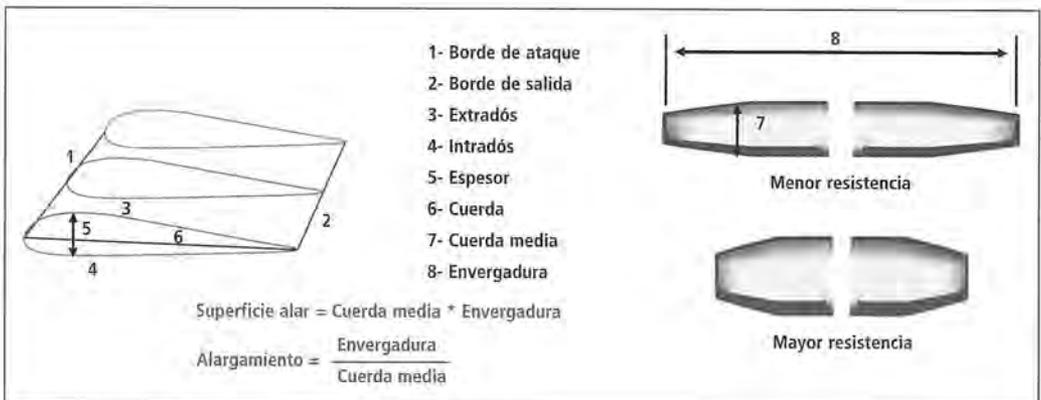


Figura 8.2.27. Partes del ala

- **Cuerda media:** Es la longitud de la cuerda que multiplicada por la envergadura nos da como resultado la superficie alar. Se indica la cuerda media con la letra "c".
- **Alargamiento:** Es la relación entre la envergadura y la cuerda media. También puede medirse como la relación entre el cuadrado de la envergadura y la superficie alar. Se utiliza más esta última relación puesto que es más sencillo conocer la superficie alar que la cuerda media.

$$A = \frac{b}{c} = \frac{b \cdot b}{c \cdot b} = \frac{b^2}{S}$$

Este valor es importante porque cuanto mayor es, menor es la resistencia aerodinámica del ala y menor potencia necesitaremos para volar. Es por esto que los planeadores tienen un alargamiento de hasta 30 (la envergadura es 30 veces mayor que la cuerda media). Se denota el valor del alargamiento mediante la letra "A".

Hay que tener en cuenta que un mayor alargamiento produce un mayor momento flector en el encastre (zona donde el ala se junta con el fuselaje), con lo que tenemos que hacer el ala más resistente y pesada, lo que provoca una disminución de la cantidad de carga que podemos llevar en el avión. Esto nos limita el máximo alargamiento que podemos dar a un ala.

Por ejemplo; si el alargamiento es 1 estamos ante un ala cuadrada de igual longitud que anchura, a medida que este valor se hace más elevado el ala es más larga y estrecha. Las alas cortas y anchas son fáciles de construir y muy resistentes pero generan mucha resistencia; por el contrario las alas alargadas y estrechas generan poca resistencia pero son difíciles de construir y presentan problemas estructurales. Normalmente el alargamiento suele estar comprendido entre 5:1 y 10:1.

- **Estrechamiento:** Es el cociente entre la cuerda del perfil en la punta del ala ( $c_t$ ) y la cuerda del perfil en el encastre ( $c_r$ ).

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

- **Flecha:** La flecha es el ángulo que forma la línea del 25% de la cuerda con el eje transversal al avión. La línea del 25% de la cuerda es la que une los puntos de cada perfil que están al 25% de la cuerda del borde de ataque. La flecha puede ser positiva (extremos de las alas orientados hacia atrás respecto a la raíz o encastre, que es lo habitual), neutra, o negativa (extremos adelantados).

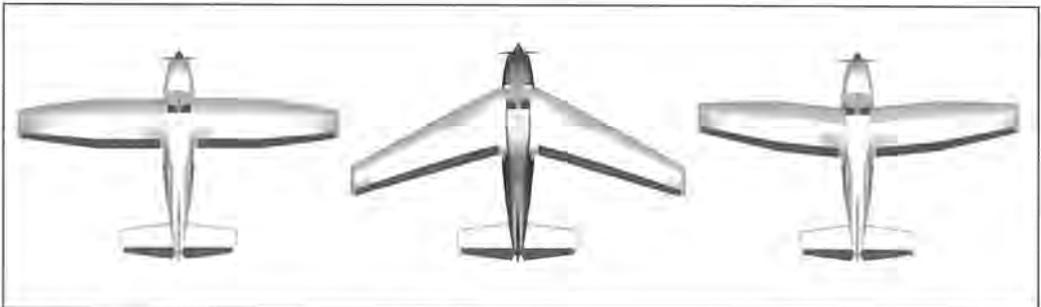


Figura 8.2.28. Tipos de flecha (neutra, positiva y negativa)

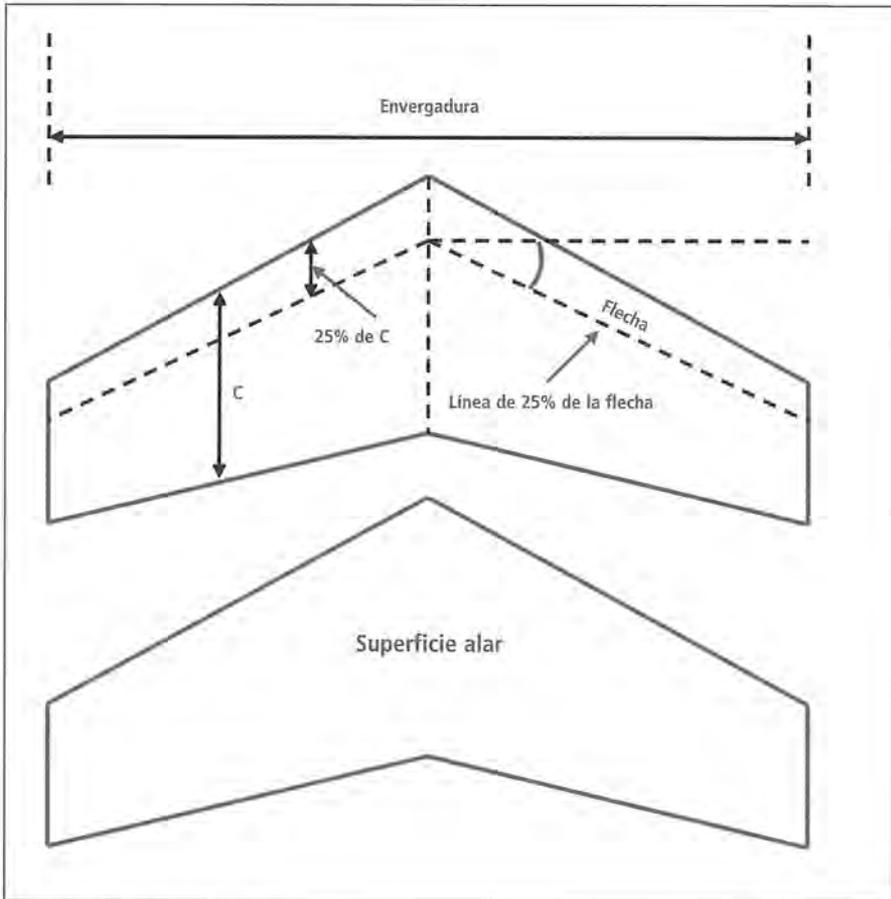


Figura 8.2.29. Parámetros del ala

- **Ángulo de incidencia:** Es el ángulo de calado del ala respecto al fuselaje. Se mide como el ángulo formado por la cuerda de un perfil de referencia del ala y el eje longitudinal del avión. Este ángulo se elige durante el diseño del avión para conseguir una resistencia mínima en alguna condición de vuelo, por ejemplo en crucero para aviones comerciales.

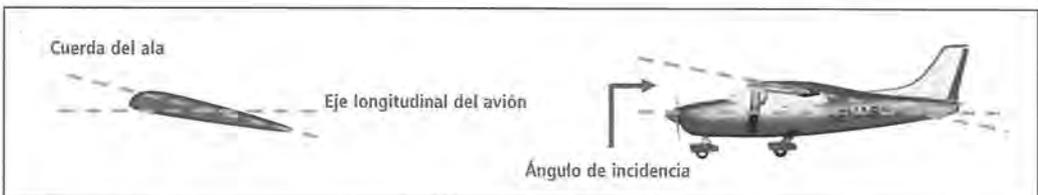


Figura 8.2.30 Ángulo de incidencia

Además de estos parámetros de la forma en planta del ala tenemos otro que completa la forma tridimensional del ala:

- **Diedro:** Es el ángulo que forma el semiala con el plano horizontal. La existencia de este ángulo incide en la estabilidad del avión. El ángulo diedro puede ser positivo, neutro, o negativo. Si el ángulo es nulo tenemos diedro neutro, si los extremos de las alas están situados por encima del encastre tenemos diedro positivo y si están por debajo tenemos diedro negativo.

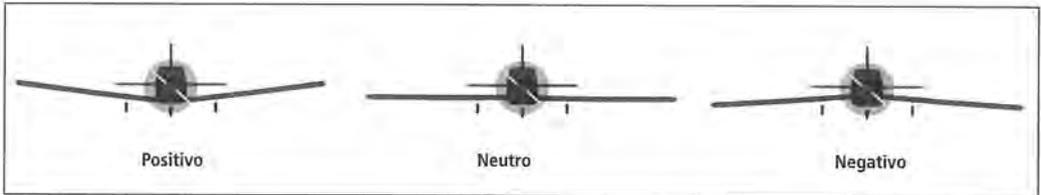


Figura 8.2.31 Tipos de diedro

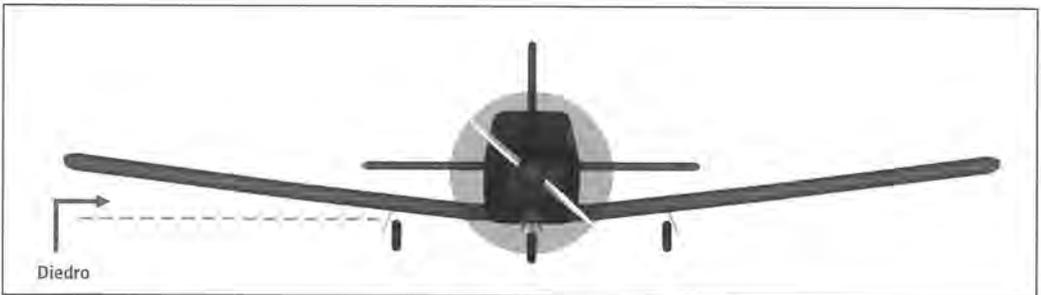
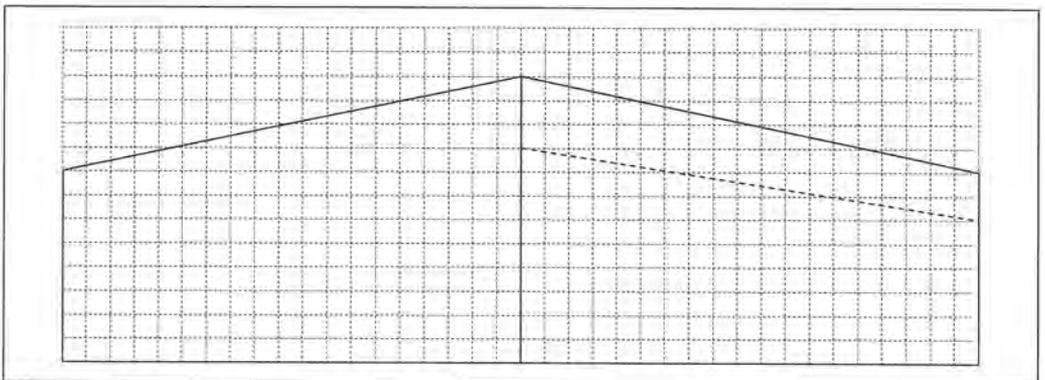


Figura 8.2.32 Diedro del ala

### Ejemplo

Dado el ala con la forma en planta de la figura, calcular: envergadura, superficie alar, cuerda media, alargamiento, estrechamiento y flecha. Cada división gráfica equivale a 1 metro.





$$\text{Envergadura} = b = 38 \text{ m}$$

$$\text{Superficie alar} = S = 38 \cdot \frac{12+8}{2} = 380 \text{ m}^2$$

$$\text{Cuerda media} = c = \frac{S}{b} = \frac{380}{38} = 10 \text{ m}$$

$$\text{Alargamiento} = A = \frac{b^2}{S} = \frac{38^2}{380} = 3,8$$

$$\text{Estrechamiento} = \lambda = \frac{c_t}{c_r} = \frac{8}{12} = 0,666$$

$$\text{Flecha} = \arctg\left(\frac{3}{19}\right) = 8,97^\circ$$

### Alabeo positivo y negativo

Es lo que se conoce como torsión del ala. En un ala con torsión los ángulos de incidencia de los distintos perfiles varían desde el encastre hasta la punta del ala. Dicha torsión puede ser positiva (wash-in), incrementándose el ángulo de incidencia de los perfiles desde el encastre hasta la punta del ala, o negativa (wash-out), en la que los ángulos de incidencia de los distintos perfiles decrecen desde el encastre hasta la punta del ala.

Estas variaciones en los ángulos de incidencia a lo largo de la envergadura provocan que los coeficientes de sustentación de los perfiles sean distintos a lo largo de dicha envergadura.

Normalmente se suele diseñar el ala con torsión negativa (wash-out) de manera que el ángulo de incidencia decrece desde el encastre. Con esto se consigue incrementar la sustentación cerca del fuselaje y disminuirla en las proximidades de las puntas del ala, con lo que el momento flector de las fuerzas en el encastre es menor, se reduce el peso de la estructura necesaria para resistir los esfuerzos y además se mejoran las características de entrada en pérdida del ala.

### Cuerda media aerodinámica

Si miramos cualquier avión desde arriba para observar la forma en planta de su ala observaremos que esta forma varía a lo largo de su envergadura. Esto quiere decir que dependiendo del punto en el que nos situemos tendremos un perfil u otro, todos similares pero de distinto tamaño. De esto se deduce que, a no ser que la forma en planta del ala sea rectangular, la cuerda del perfil varía de unas secciones a otras del ala.

Para poder simplificar y caracterizar el ala completa se define la cuerda media aerodinámica. La cuerda media aerodinámica es la cuerda que tendría un perfil de un ala rectangular que produjera la misma sustentación y el mismo momento que el ala en estudio.

Explicaremos esto más detenidamente. Tenemos un ala, con una forma determinada, de la que queremos saber cuál es su cuerda media aerodinámica. Para ello buscamos un ala rectangular que es más sencilla ya que está compuesta por perfiles iguales en todas las secciones. En esta ala todos los perfiles tienen la misma cuerda cuya longitud será la de la cuerda media aerodinámica del ala original. La condición que debe cumplir el ala rectangular para que la cuerda de sus perfiles coincida con la cuerda media aerodinámica del ala original es que las fuerzas que se generen sean iguales, es decir, tanto la fuerza de sustentación que se genera en ambas alas como el momento (par de fuerzas que hace que el avión cabecee) sean iguales.

En conclusión, sabiendo la sustentación y el momento del ala original dibujamos un ala rectangular que genere las mismas fuerzas y la cuerda de cualquier perfil de este ala será la cuerda media aerodinámica del ala original.

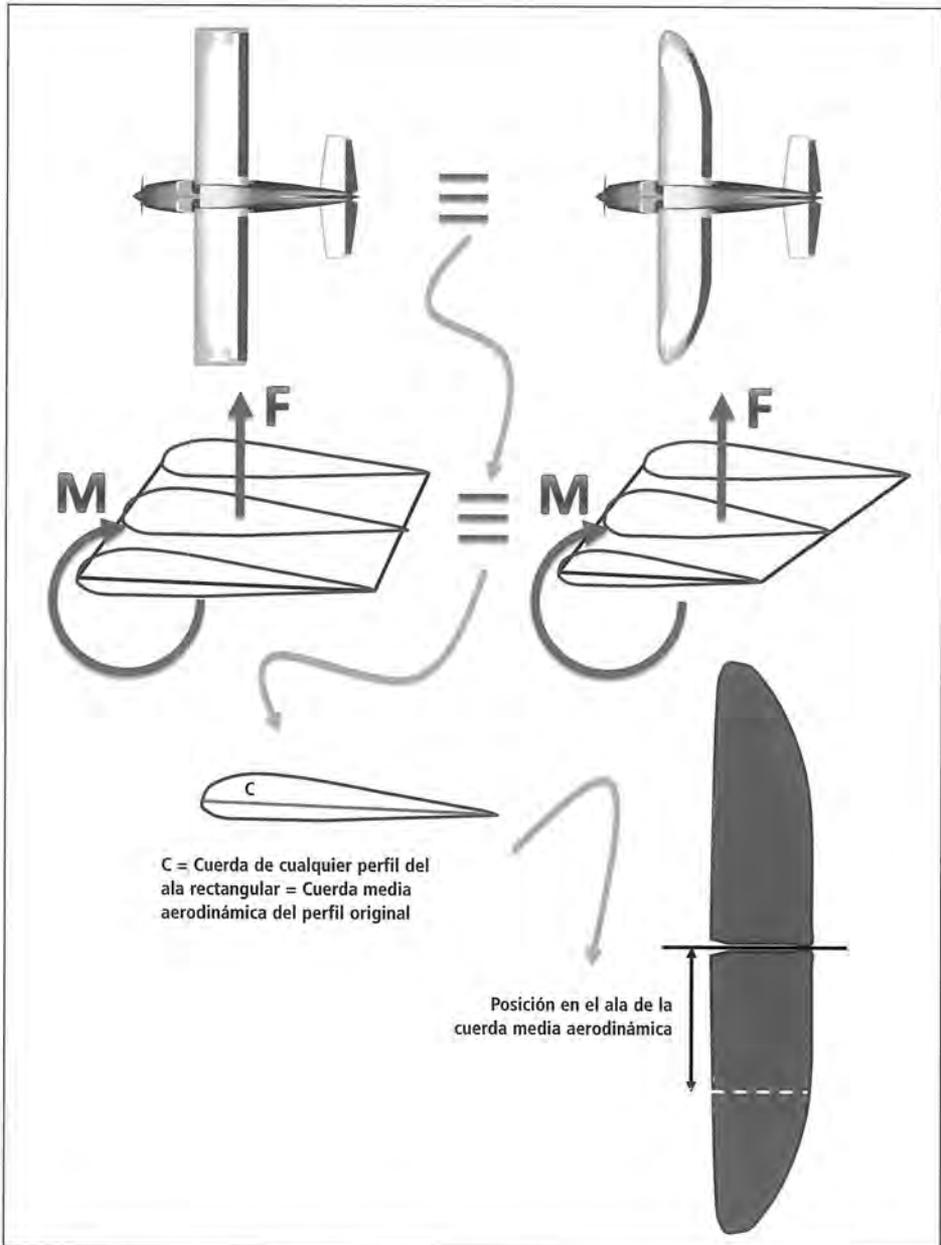


Figura 8.2.33. Cuerda media aerodinámica



A efectos de estabilidad es importante saber la posición que ocupa la cuerda media aerodinámica en la envergadura del perfil. Pese a que la sección del ala varía conforme nos alejamos del fuselaje, existirá alguna sección cuya cuerda coincidirá con la cuerda media aerodinámica.

## Resistencia aerodinámica

La resistencia aerodinámica es la fuerza que ejerce el aire sobre un objeto que lo atraviesa y que se opone al avance de este. En el avión esta fuerza debe ser compensada con el empuje de los motores para que se mantenga el vuelo.



Figura 8.2.34. Dirección y sentido de la resistencia

La resistencia aerodinámica es la resultante de sumar la resistencia parásita y la resistencia inducida.

## Resistencia parásita

La resistencia parásita es la que no depende de la generación de sustentación. Está compuesta por la suma de tres efectos:

- **Resistencia de fricción:** es debida a la fricción del aire con las distintas partes del avión. Las partículas de aire en movimiento generan un rozamiento sobre las superficies del avión que se opone al avance de este. Esta resistencia es mayor cuando la capa límite es turbulenta y menor cuando la capa límite es laminar.
- **Resistencia de presión:** es debida a la forma de las distintas partes del avión. La corriente de aire al pasar alrededor del avión forma estelas detrás de las distintas partes de este originando fuerzas de presión que se oponen al avance del avión. Cuanto más esbeltos son los cuerpos menor es la estela que se genera y menor el efecto resistente que aparece. Al contrario que la resistencia de fricción, la resistencia de presión es menor cuando la capa límite es turbulenta y mayor cuando la capa límite es laminar. Las partes del avión que sobresalen (fuselaje, tren de aterrizaje no retráctil, antenas de radio, etc.) y el entorpecimiento del flujo del aire en alas sucias por impacto de insectos o por formación de hielo, aumentan esta resistencia.
- **Interferencia:** es debida a la interferencia que se produce entre partes del avión. Depende tanto de la posición relativa de las superficies de las partes como de la superficie de unión de ambas o carenado. Por ejemplo en el encastre del ala se producirá interferencia entre la capa límite del ala y la capa límite del fuselaje dando lugar a la resistencia de interferencia. Otro ejemplo es el flujo de aire canalizado al compartimento del motor para refrigerarlo (que puede suponer en algunos aeroplanos cerca del 30% de la resistencia total).



Figura 8.2.35. Resistencia parásita en función de la velocidad

Cuanto mayor sea la velocidad mayor será el efecto de la resistencia parásita: la resistencia parásita aumenta con la velocidad.

### Resistencia inducida

La resistencia inducida es la que produce el avión al generar sustentación. Surge debido a los torbellinos que se generan en las puntas de las alas debido a las diferencias de presión entre el intradós y el extradós. La corriente de aire que fluye por arriba tiene mayor velocidad que la que fluye por debajo, así cuando se encuentran en la parte posterior, la de mayor velocidad deflejará hacia abajo a la de menor velocidad haciendo variar ligeramente el viento relativo, y creando una resistencia. Este movimiento de remolino crea vórtices que absorben energía del avión.

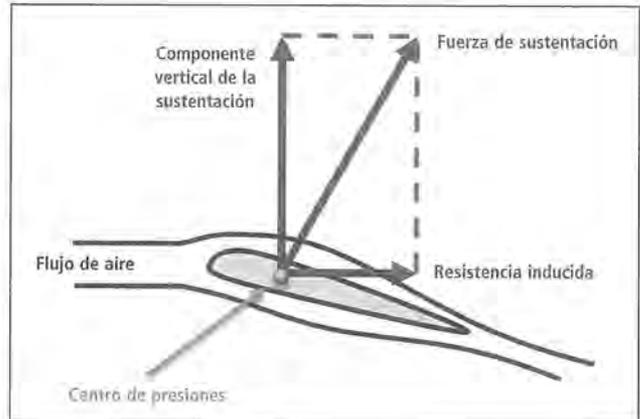


Figura 8.2.36. Resistencia inducida

Esta resistencia, dada la forma de generarse, es proporcional a la sustentación y por tanto al ángulo de ataque. A mayor ángulo de ataque mayor será la sustentación (dentro de unos límites) pero también será mayor la resistencia inducida que se produce. Sabiendo esto podemos mantener la sustentación a costa de aumentar la velocidad, con lo que podemos disminuir el ángulo de ataque y por tanto la resistencia inducida, de lo que se deduce que la resistencia inducida disminuye al aumentar la velocidad.

Sólo falta añadir que las alas también tienen influencia en la resistencia inducida; un ala alargada y estrecha tiene menos resistencia inducida que un ala corta y ancha.

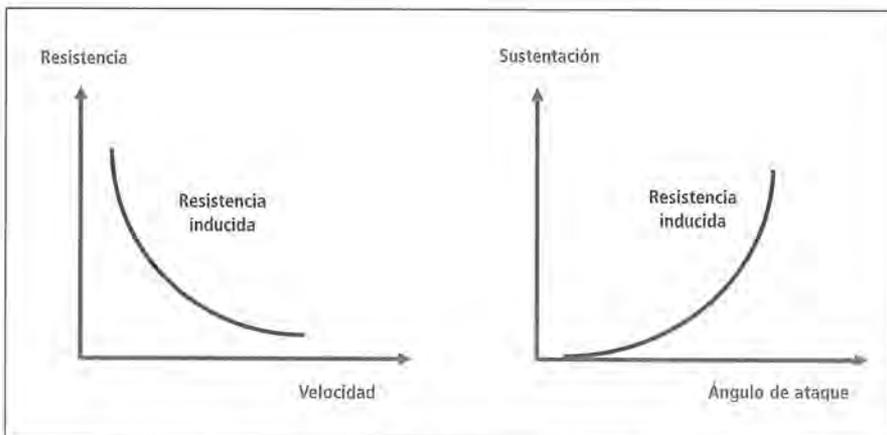


Figura 8.2.37. Variación de la resistencia inducida con la velocidad y el ángulo de ataque

## Centro de presión y centro aerodinámico

Volviendo a los perfiles aerodinámicos vamos a analizar cómo son las fuerzas de presión que rodean al perfil cuando este se mueve en una corriente de aire. En esta situación y gracias a la forma del perfil y a su posición con respecto a la corriente, la velocidad de las partículas de aire sobre cada punto de la superficie del perfil varía. Esto lleva a que existan zonas donde hay más partículas (partículas lentas) y donde la presión será mayor que la atmosférica, y zonas donde hay menos partículas y la presión es menor que la atmosférica. Si decimos que las presiones mayores que la atmosférica son positivas, y las menores que la atmosférica son negativas, podremos observar (y demostrar mediante el teorema de Bernoulli) que en los puntos donde la velocidad es menor que la de la corriente libre la presión será positiva, y en los puntos donde la velocidad es mayor que la de la corriente libre la presión será negativa.

La diferencia de presiones sobre el perfil induce distribuciones de fuerzas. Estas distribuciones de fuerzas se suman según su componente en dirección de la velocidad (resistencia) y en dirección perpendicular a esta (sustentación).

El centro de presiones es el punto de aplicación de estas fuerzas resultantes, es decir, se produce el mismo efecto aplicando la resultante de resistencia y la resultante de sustentación en el centro de presiones que aplicando la distribución de fuerzas sobre el perfil. Como el centro de presión es el punto de aplicación de las fuerzas, el momento de fuerzas en este punto es nulo.

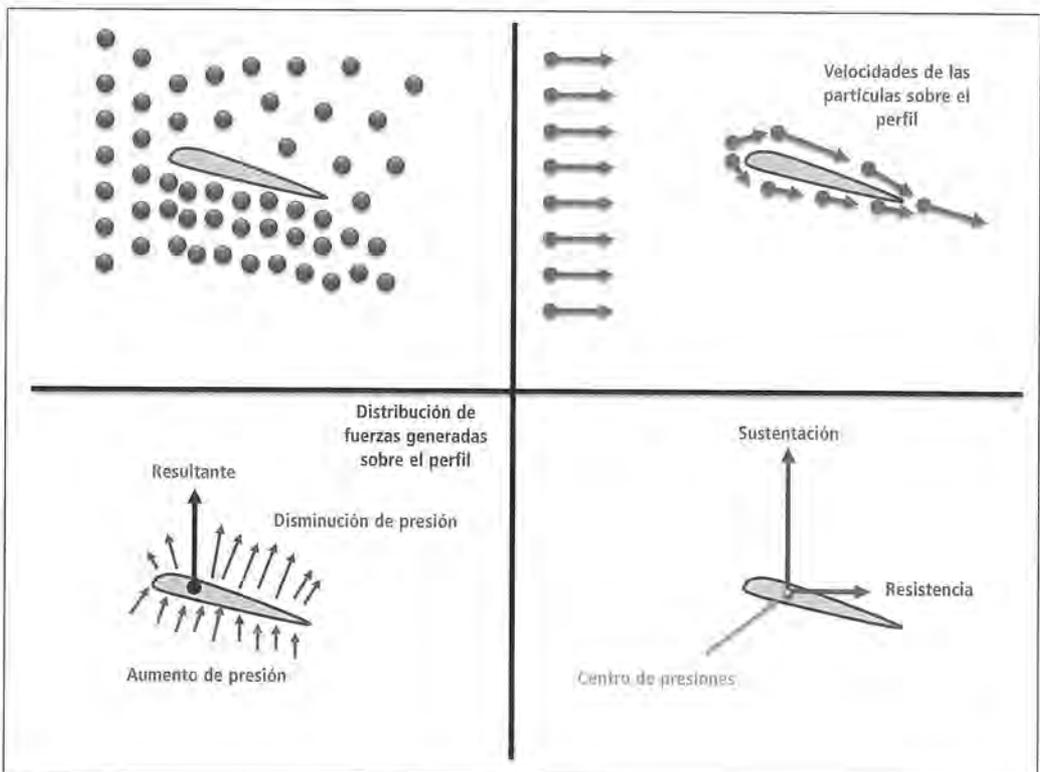


Figura 8.2.38: Distribución de fuerzas sobre el perfil y centro de presiones

A medida que aumenta el ángulo de ataque se modifica la distribución de presiones alrededor del perfil, desplazándose el centro de presiones hacia adelante. Si disminuye el ángulo de ataque, el centro de presiones se desplazará hacia atrás. Este margen de desplazamiento suele estar comprendido entre el 25% y el 60% de la cuerda (se da en % de la cuerda del ala a partir del borde de ataque).

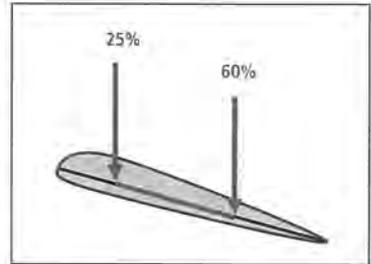


Figura 8.2.39. Límite de desplazamiento del centro de presiones

El otro punto importante a considerar es el centro aerodinámico. El centro aerodinámico es un punto de la cuerda del perfil en el cual el coeficiente de momento de las fuerzas aerodinámicas no depende del ángulo de ataque, con lo que se puede considerar constante.

Normalmente se utiliza más el centro aerodinámico que el centro de presiones, y es en este, en el centro aerodinámico, donde se consideran aplicadas tanto la sustentación y la resistencia, como el momento de las fuerzas aerodinámicas. Dicho centro aerodinámico será muy útil a la hora de estudiar la estabilidad del avión.

### Ángulo de ataque

El ángulo de ataque es uno de los principales causantes de que se produzca sustentación. Es el ángulo con el que el perfil aerodinámico se enfrenta a la corriente de aire. Exactamente se mide como el ángulo que forma la cuerda del perfil con la dirección de la corriente de aire.

Si sacamos la mano por la ventana de un coche en marcha y mantenemos la palma extendida y horizontal notaremos que el viento nos empuja la mano ligeramente hacia atrás (dependiendo de la velocidad del vehículo). Esto es debido a la resistencia que el aire ejerce sobre la mano y que se opone a su movimiento. Sin embargo, si giramos la mano, elevando la parte delantera y bajando la trasera, notaremos, además de la resistencia, que el aire empuja la mano hacia arriba con fuerza, se está generando sustentación debido a que la mano se enfrenta a la corriente de aire con un cierto ángulo de ataque. El mismo efecto que sobre la mano se produciría sobre una chapa plana, el ángulo que forma la chapa con la dirección de viento es el ángulo de ataque. El ángulo de ataque se denota comúnmente con la letra griega alpha ( $\alpha$ ).

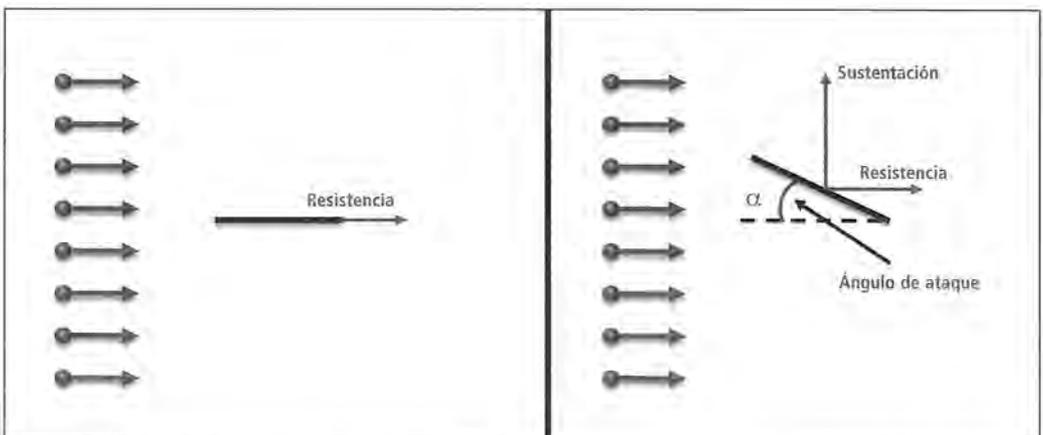


Figura 8.2.40. Ángulo de ataque y viento relativo



Aunque una mano no es un objeto muy aerodinámico, en ella se aprecian fácilmente los efectos de una corriente de aire cuando la dotamos de cierto ángulo de ataque y nos movemos a la velocidad normal de un automóvil. Es fácil pensar cómo aumentarán esos efectos cuando tenemos un ala formada por perfiles esbeltos especialmente diseñados, la velocidad es muy superior a la de un vehículo y el ángulo de ataque está perfectamente controlado dentro de unos valores óptimos. En el ala la sustentación será suficientemente grande como para mantener el vuelo del avión minimizando el efecto de la resistencia.

Cuando hablamos de perfiles aerodinámicos, el ángulo de ataque es el que forma la cuerda del perfil con la dirección del viento relativo.

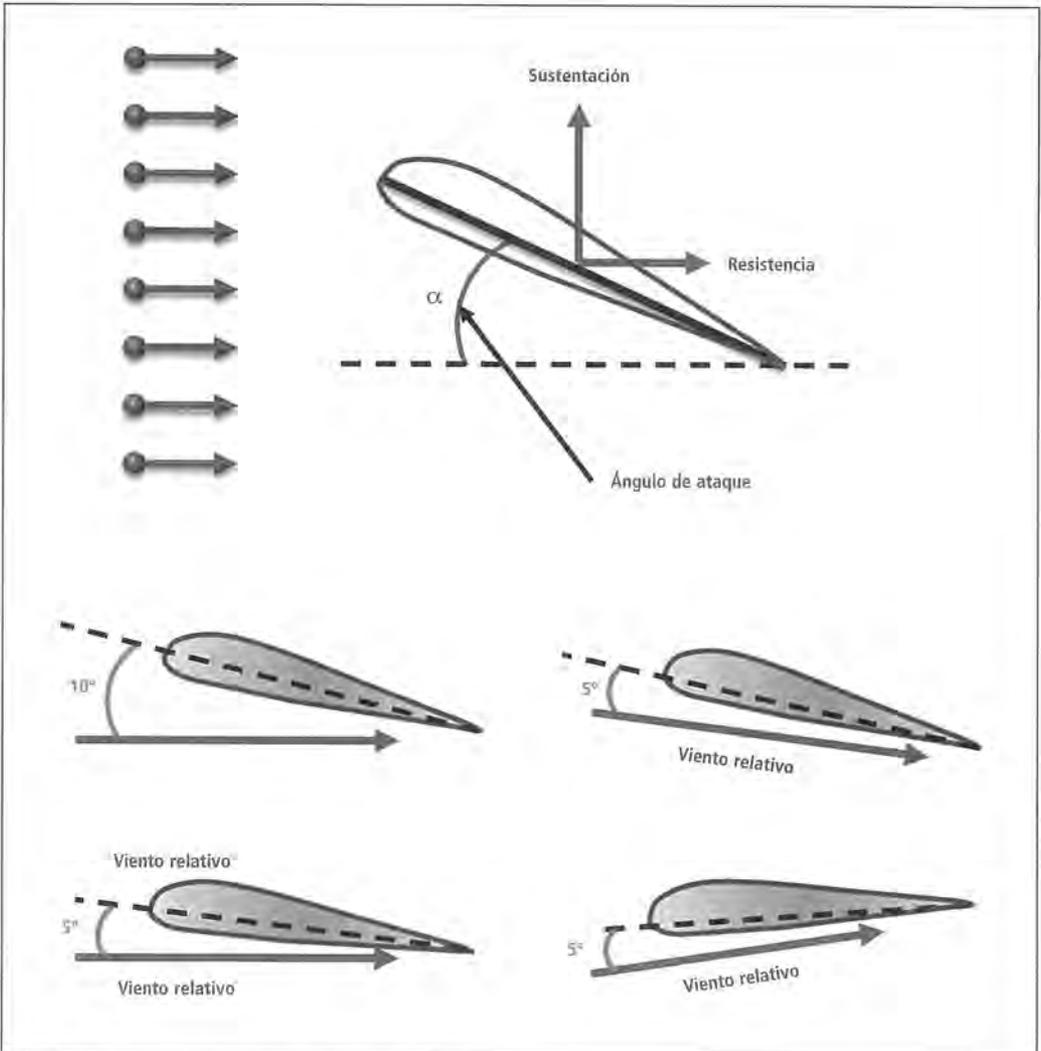


Figura 8.2.41. Ángulo de ataque del perfil y viento relativo

## Fineza

La fineza es un parámetro muy importante a la hora de calcular las actuaciones del avión. Se define como el cociente entre la sustentación y la resistencia. Un valor relevante es el de la fineza máxima ya que es una condición para calcular el máximo alcance de un avión o el mínimo ángulo de descenso en planeo. Valores típicos de este valor van de entre 16 a 20 para aviones comerciales, hasta entre 40 y 50 para los veleros.

### • Empuje, peso, resultante aerodinámica

Todos los objetos están sometidos a un conjunto de fuerzas. Si ese conjunto de fuerzas está equilibrado nuestro objeto se encontrará en reposo o en movimiento a velocidad constante y siguiendo una trayectoria rectilínea. Si ese conjunto de fuerzas no está equilibrado el objeto se verá sometido a algún tipo de aceleración que variará su velocidad o su trayectoria.

Tomemos como ejemplo una televisión situada sobre el suelo. Sobre la televisión está actuando la fuerza de la gravedad. A esta fuerza se la conoce como peso (se denota como  $W$ , "weight" en inglés) y tira de la televisión en dirección vertical y hacia abajo con una fuerza igual a la masa de la televisión multiplicada por la aceleración de la gravedad. Este peso es la suma de los pesos de todas las partes de la televisión y se aplica en el centro de gravedad de esta. La televisión no se hunde en el suelo porque existe una fuerza normal que ejerce el suelo sobre esta y que es igual al peso pero en sentido contrario.

Si queremos poner la televisión en movimiento tendremos que empujarla de manera que venzamos la fuerza de rozamiento que el suelo ejerce sobre la parte de debajo de la televisión. Una vez en movimiento, si la fuerza que ejercemos es igual a la fuerza de rozamiento que ejerce el suelo, el movimiento se producirá a velocidad constante y siguiendo una trayectoria recta. Sin embargo si aplicamos una fuerza superior a la de rozamiento el movimiento será acelerado y la velocidad de la televisión irá aumentando.

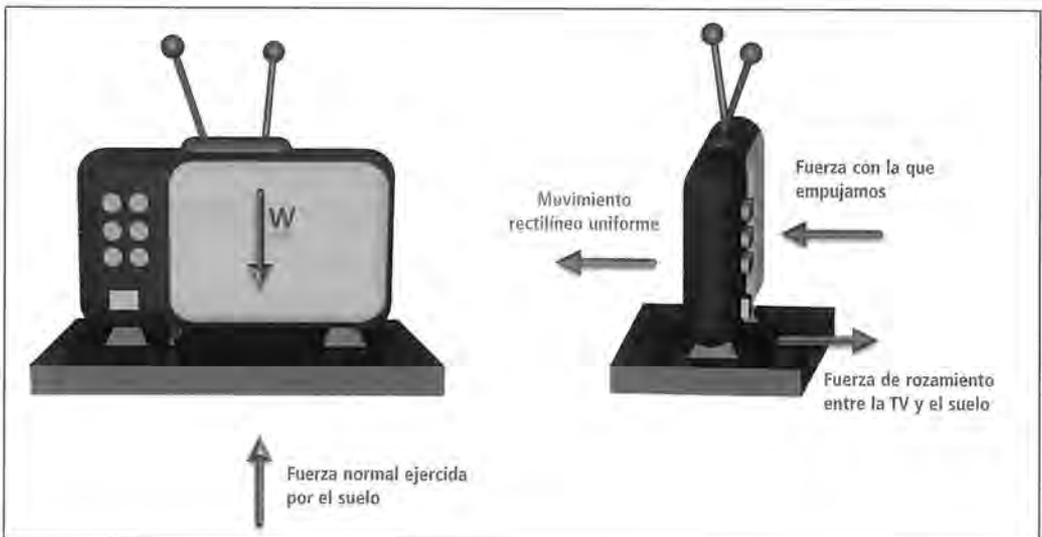


Figura 8.2.42. Ejemplo de fuerzas sobre un objeto



Si asimilamos este ejemplo al de un avión en vuelo tendremos que sobre el avión se ejerce un peso igual a su masa total multiplicado por la aceleración de la gravedad y aplicado en el centro de gravedad del avión, siendo esta fuerza en dirección vertical y sentido hacia abajo al igual que en la televisión. Sin embargo en vuelo no tenemos el suelo que nos ejerza una fuerza opuesta al peso y que evite que este se vaya hacia abajo, esta fuerza deberá ser generada por el propio avión como fuerza aerodinámica.



Figura 8.2.43. Fuerzas sobre el avión y resultante aerodinámica

En el avión también tenemos una fuerza ejercida que permite el avance de este. Esta fuerza es conocida como empuje (o tracción en caso de aviones con hélice) y es la fuerza propulsora que generan los motores y que al igual que en el caso de la televisión impulsan a éste hacia delante. En el avión la fuerza equivalente al rozamiento del ejemplo será una fuerza aerodinámica en la dirección del movimiento y sentido hacia atrás, que se opondrá al avance.



Figura 8.2.44. Centro de gravedad

La suma de las dos fuerzas que hemos comentado dará la resultante aerodinámica, que es la fuerza total aerodinámica que genera el avión. Esta resultante compensa al peso y al empuje en el movimiento rectilíneo y uniforme (vuelo de crucero) formando un conjunto de fuerzas en equilibrio.

Nota: El centro de gravedad es el punto en el que se podría concentrar toda la masa de la aeronave, de manera que las fuerzas y momentos que se generan por la gravedad serían los mismos que con las masas distribuidas por todo el avión. De este modo, si pudiésemos colgar la aeronave por este punto específico, esta quedaría en perfecto equilibrio fuera cual fuera la posición en la que se encontrara (es decir, no se produciría ningún movimiento).

Las aeronaves realizan todos sus movimientos girando alrededor del C.G. Además la estabilidad y controlabilidad de la aeronave dependen de la situación del centro de gravedad respecto al centro de presiones.

## • Generación de sustentación y resistencia

### Ángulo de ataque y coeficiente de sustentación

Como ya hemos visto, la sustentación se produce por la diferencia de presión entre el intradós y el extradós, es decir, la presión en la zona inferior del ala es positiva y la presión en la zona superior del ala es negativa.

Para calcular estas presiones en cualquier punto del campo fluido utilizamos el teorema de Bernoulli, con la aproximación de suponer que nuestro fluido es incompresible (es decir, suponemos que la densidad del fluido es constante).

El teorema de Bernoulli nos dice que la presión en un punto del campo fluido más la mitad del producto de la densidad por el cuadrado de la velocidad es un término constante para cualquier punto del campo fluido. Escrito en forma de ecuación:

$$p + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = cte$$

Otra forma de verlo es utilizando cualquier punto de un campo fluido. La ecuación se cumplirá para cualquiera de los puntos que cojamos. Por ejemplo si cogemos los puntos 1, 2 y 3 de la figura siguiente se cumplirá que:

$$p_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_2^2$$

$$p_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_1^2 = p_3 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_3^2$$

$$p_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_2^2 = p_3 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_3^2 = cte$$

En donde  $p_1$  es la presión en el punto 1 y  $V_1$  es la velocidad del fluido en el punto 1. Idénticamente para los puntos 2 y 3.

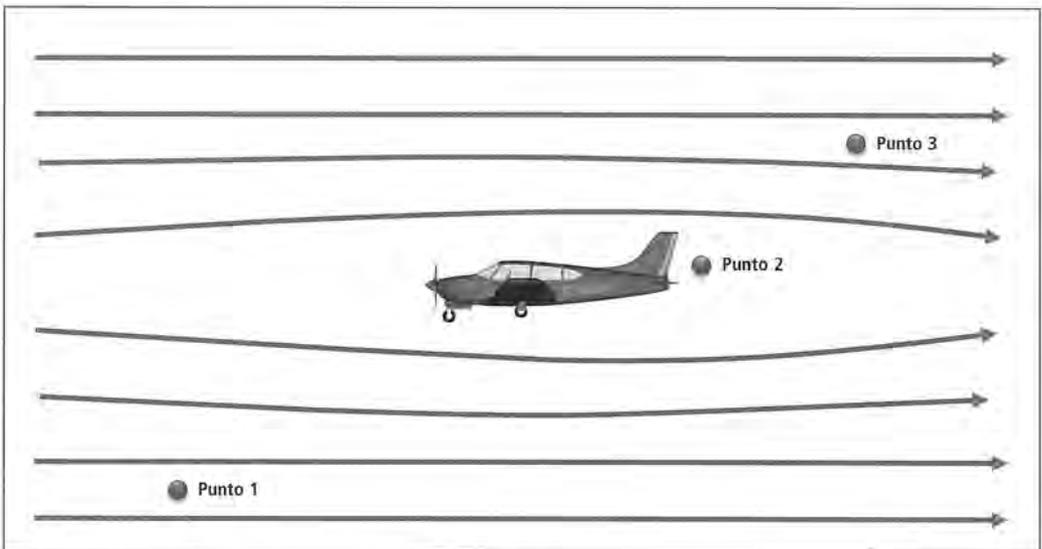


Figura 8.2.45. Variación de las propiedades del aire al paso del avión

Lo que ahora nos interesa, es saber cómo variará la diferencia de presiones entre los puntos bajo el ala y sobre el ala, ya que ésta es la principal superficie sustentadora.



Supongamos entonces que tenemos un avión volando a velocidad de crucero. Intentaremos saber cómo varía la cantidad de sustentación que genera el avión con el ángulo de ataque. Para ello buscaremos un coeficiente adimensional que nos describa esta relación con el ángulo de ataque.

Al segundo término de la ecuación de Bernoulli lo llamaremos presión dinámica y lo denotaremos con la letra "q".

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$$

La ecuación de Bernoulli general nos quedaría:

$$p + q = cte$$

Hacemos esto porque en nuestras condiciones de vuelo la densidad y la velocidad son constantes, por lo que "q" no variará cuando cambiemos el ángulo de ataque.

Otra característica que no variará con el ángulo de ataque es la superficie alar, que es una característica fija del avión.

Con todo esto podemos adimensionalizar la sustentación de manera que obtengamos un coeficiente de sustentación sin dimensiones. Para ello dividiremos dicha sustentación por el producto de la presión dinámica por la superficie alar.

$$\text{Coeficiente de sustentación} = c_L = \frac{L}{q \cdot S}$$

Este coeficiente de sustentación es directamente proporcional al ángulo de ataque. Con los datos de diseño del avión obtendremos el coeficiente de sustentación para cada ángulo de ataque y con esto directamente obtendremos la sustentación.

Estos datos de diseño suelen darse en forma de gráfica similar a la de la figura siguiente. Los valores de la gráfica dependerán del tipo de avión. Con todo esto hemos conseguido un coeficiente de sustentación que, para un determinado avión, sólo depende del ángulo de ataque, es decir, sólo varía con este y nos da una idea clara y rápida de la fuerza vertical hacia arriba que genera el avión dependiendo de su posición con respecto a la corriente.

Analizando el gráfico con detenimiento, vemos que en un cierto rango la relación entre el coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque es lineal (tramo recto del gráfico), lo que quiere

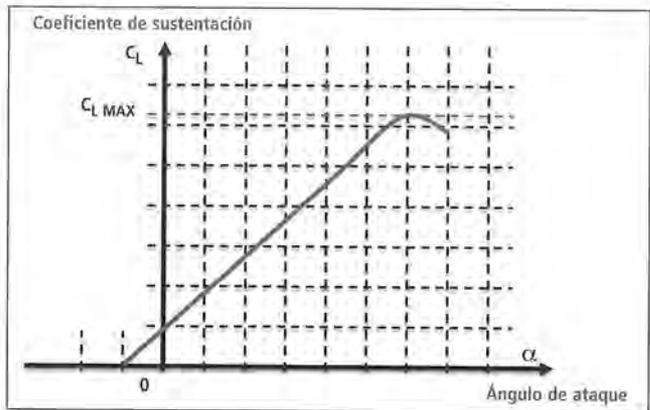


Figura 8.2.46. Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para un determinado avión

decir que para estos valores el coeficiente de sustentación y el ángulo de ataque son directamente proporcionales.

También vemos en el gráfico que el coeficiente de sustentación tiene un cierto valor para ángulo de ataque nulo. Lo que quiere decir que el avión genera algo de sustentación a pesar de que no exista ángulo de ataque. Esto se debe a la curvatura y a la distribución de espesores de los perfiles alares que producen cierta cantidad de sustentación.

Conforme aumentamos el ángulo de ataque llegamos a una zona donde la relación ya no es lineal. El coeficiente de sustentación decrece rápidamente y el ala deja de producir sustentación. Esto se debe a que el ángulo de ataque es tan grande que el flujo de aire en el extradós se desprende de la superficie del perfil produciéndose la entrada en pérdida de este. Esto es muy peligroso porque significa que el avión no se sustenta y terminará cayendo.

Sabiendo todo esto podemos calcular la sustentación que genera el avión para un determinado ángulo de ataque.

Con el valor del ángulo de ataque entramos en el gráfico del avión y obtenemos el coeficiente de sustentación.

Con el valor del coeficiente de sustentación y sabiendo la superficie alar del avión y la velocidad a la que vuela obtendremos la sustentación de la siguiente fórmula.

$$L = c_L \cdot q \cdot S = c_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$$

### Coeficiente de resistencia

Del mismo modo que con la sustentación podemos definir un coeficiente de resistencia:

$$\text{Coeficiente de resistencia} = c_D = \frac{D}{q \cdot S}$$

Donde "D" es la resistencia, "q" la presión dinámica definida anteriormente y "S" la superficie alar.

Como ya sabemos la resistencia aerodinámica está formada por dos componentes, la resistencia parásita y la resistencia inducida:

$$D = D_p + D_i$$

Idénticamente ocurrirá con los coeficientes de resistencia (dividiendo toda la ecuación por el producto de la presión dinámica por la superficie alar).

$$c_D = c_{Dp} + c_{Di}$$

$c_D$  = Coeficiente de resistencia

$c_{Dp}$  = Coeficiente de resistencia parásita

$c_{Di}$  = Coeficiente de resistencia inducida

Al coeficiente de resistencia parásita contribuyen como ya hemos visto la fricción del aire con la superficie del ala, la forma del ala en cuanto a la forma de la estela que se genera y la interferencia entre distintos elementos del avión.



De forma práctica se suele considerar que este valor no depende del ángulo de ataque, luego es un valor fijo para cada avión. Con esto tendremos que el coeficiente de resistencia parásita es un valor fijo.

La generación de resistencia inducida está ligada directamente a la generación de sustentación, por lo que el coeficiente de resistencia inducida se mueve con el coeficiente de sustentación y por tanto depende del ángulo de ataque.

Para saber cómo se relacionan el coeficiente de sustentación y el de resistencia inducida tenemos que introducir el factor de eficiencia o factor de Oswald que se representa con la letra "e". Este valor que oscila entre 0,6 y 0,95 tiene en cuenta cuánto se acerca la forma en planta del ala a la forma en planta elíptica, que como ya sabemos es la que presenta una resistencia inducida menor.

Cuanto mayor es el factor de eficiencia más se aproxima la forma en planta a la elíptica. El factor de eficiencia también incluye el efecto de corrección de suponer que el coeficiente de resistencia parásita no depende del ángulo de ataque.

Del análisis de la corriente relativa del flujo de aire que entra al ala, deducimos que efectivamente el coeficiente de resistencia inducida es proporcional al coeficiente de sustentación según la siguiente ecuación:

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

Donde "A" es el alargamiento del ala (relación entre la envergadura y la cuerda media) y "e" es el factor de eficiencia. Ambos valores son fijos para un determinado avión.

Sumando ambos términos tenemos el coeficiente de resistencia:

$$c_D = c_{Dp} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

Y la resistencia nos quedará:

$$D = D_p + q \cdot S \cdot \frac{c_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

## Curva polar

La curva polar es la representación gráfica del coeficiente de sustentación en función del coeficiente de resistencia. Esta representación es interesante, puesto que de ella se puede sacar mucha información.

La ecuación anterior del coeficiente de resistencia nos indica que dicho coeficiente es igual a un valor fijo más una constante por el valor del coeficiente de sustentación al cuadrado. Con esto sabemos que la forma de la gráfica es la de una parábola que tiene el origen desplazado.

$$c_D = c_{Dp} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} = A + B \cdot c_L^2$$

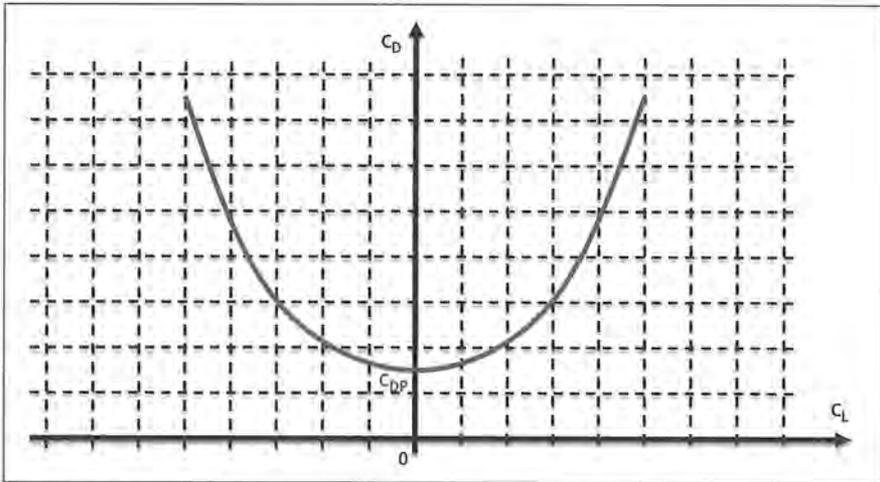


Figura 8.2.47. Relación entre el coeficiente de resistencia y el coeficiente de sustentación

Sin embargo la forma más habitual de representar la polar es en la que tenemos el coeficiente de sustentación en función del coeficiente de resistencia. En esta representación lo que más nos interesa es el cuadrante en el que tanto el coeficiente de sustentación como el de resistencia son positivos, ya que será donde normalmente se produzca el vuelo del avión.

En este gráfico se establece una correspondencia entre los coeficientes de resistencia y de sustentación a través del ángulo de ataque. Cada valor del ángulo de ataque se corresponde con un punto de la gráfica, y de este a su vez se saca el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia. Conforme vamos aumentando el ángulo de ataque van creciendo los coeficientes de sustentación y resistencia.

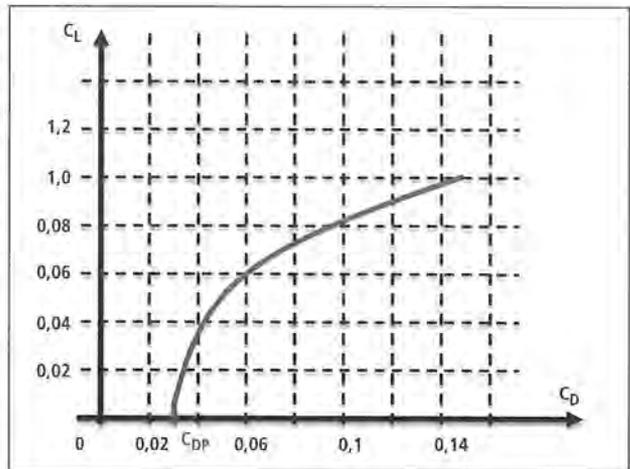


Figura 8.2.48. Curva polar del avión

Gracias al gráfico podemos ver de un vistazo como variarán los parámetros que influyen en las actuaciones del avión.

Una de las cosas que se ve en el gráfico es la fineza. Eligiendo un punto de la curva tendremos el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia. Dividiendo uno por otro tenemos la fineza. Si nos fijamos en la figura 8.2.49, y aplicamos trigonometría simple vemos que dicha fineza es igual a la tangente del ángulo que forman el radiovector que une el punto de la curva con el origen de coordenadas y el eje de los coeficientes de resistencia positivos (llamado  $\varphi$  en el

dibujo). De esta forma podemos ver cómo varía la fineza conforme variamos el ángulo de ataque. En la figura siguiente podemos observar lo anteriormente descrito.

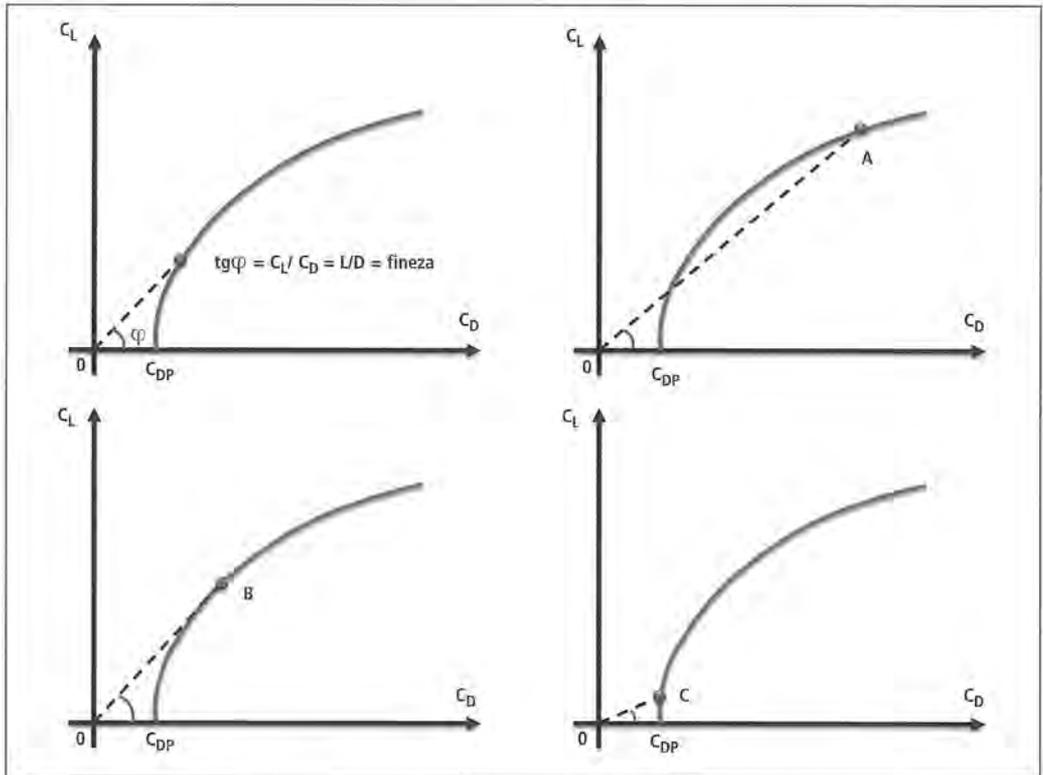


Figura 8.2.49. Distintos puntos de la curva polar dependiendo del ángulo de ataque

En primer lugar tenemos un punto cualquiera de la curva. Se corresponde con un valor del ángulo de ataque, y con un valor del coeficiente de sustentación y del coeficiente de resistencia que se obtienen directamente del gráfico. Como ya se había dicho, la tangente del ángulo ( $\varphi$ ) es igual al cociente entre coeficientes, que a su vez es igual al cociente de sustentación entre resistencia, que es la definición de fineza.

$$\text{fineza} = f = \frac{L}{D} = \frac{c_l}{c_d}$$

En segundo lugar tenemos un punto "A" que se corresponde a un ángulo de ataque elevado. El coeficiente de sustentación presenta un valor alto y el de resistencia un valor muy elevado (debido a que es función cuadrática del coeficiente de sustentación).

En tercer lugar tenemos el punto "B" de la gráfica en el que el ángulo de ataque es intermedio. Vemos que en este punto el ángulo  $\varphi$  es máximo y también lo será su tangente, por lo que este ángulo de ataque se corresponde con la fineza máxima.

En el punto "C" el ángulo de ataque es pequeño. El coeficiente de sustentación es pequeño y el coeficiente de resistencia se acerca a su valor mínimo (dicho valor mínimo se corresponde con el valor del coeficiente de resistencia parásita).

### Entrada en pérdida

Se denomina entrada en pérdida a la situación en la que el avión deja de producir sustentación. Evidentemente lo que se produce a continuación, ya que no hay ninguna fuerza que tire del avión hacia arriba, es la caída súbita y sin control de la aeronave. Es una situación peligrosa porque a parte de la caída se produce la pérdida de eficiencia de las superficies aerodinámicas de control, con lo que el piloto pierde en gran medida la capacidad de maniobra.

Una situación aún más complicada para el piloto es la que se produce en aviones muy inestables o el caso de que se tarde mucho en recuperar la pérdida y sobre todo si estando el avión en pérdida se accionan los alerones. El aparato puede entrar en una fase de barrena en la que empieza a descender girando en una trayectoria de curva helicoidal de eje vertical en la que es muy difícil recuperar el control a tiempo. Para recuperar una situación normal del avión, será necesario primero evitar el movimiento de guiñada, y luego sacar el avión de la pérdida.

Para encontrar el origen de la entrada en pérdida tenemos que volver al gráfico del avión en el que se nos indica la relación entre coeficiente de sustentación y ángulo de ataque del perfil.

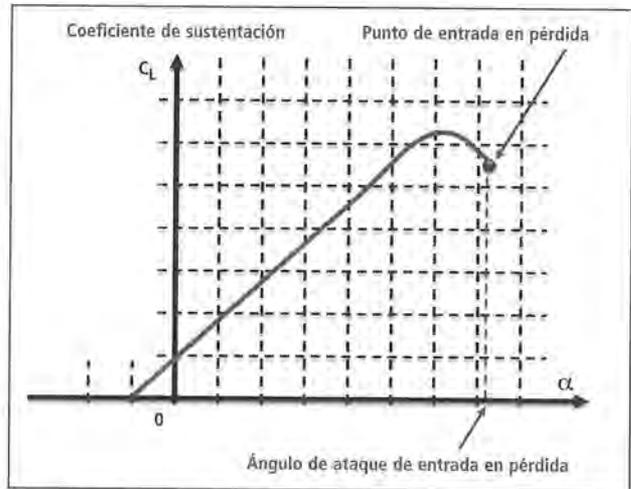


Figura 8.2.50. Entrada en pérdida por ángulo de ataque

En el gráfico vemos que el coeficiente de sustentación aumenta conforme se incrementa el ángulo de ataque hasta un cierto valor a partir del cual empieza a decrecer hasta desaparecer. El efecto que se produce es que al ser el ángulo de ataque tan grande la corriente en el extradós se desprende, la distribución de presiones deja de ser la conveniente y el perfil deja de producir sustentación.

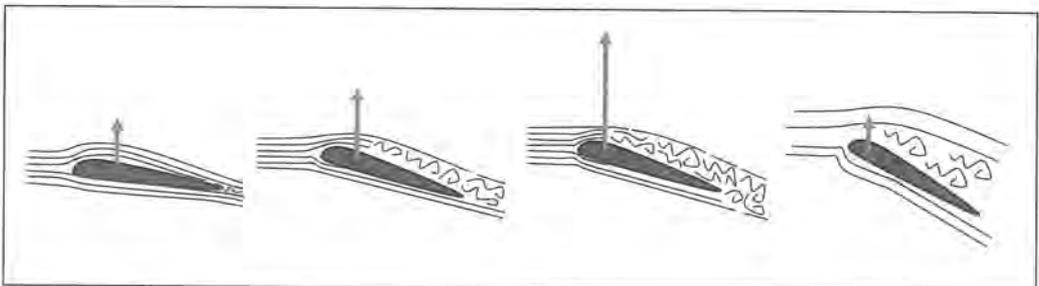


Figura 8.2.51. Perturbación de la corriente al variar el ángulo de ataque



Esta situación de desprendimiento de la corriente también se puede producir si la corriente de aire que entra al avión se encuentra fuertemente perturbada, por ejemplo por turbulencias atmosféricas o por el paso reciente de otra aeronave.

Como hemos visto anteriormente el coeficiente de sustentación del perfil sólo depende del ángulo de ataque. Esto quiere decir que no depende de las condiciones de vuelo, entre ellas la velocidad. Debido a esto para un determinado perfil el ángulo de ataque al que se produce la entrada en pérdida es un valor fijo.

Sin embargo cuando hablamos de un avión, aunque el ángulo de ataque al que se produce la pérdida es fijo, la pérdida también se producirá cuando la sustentación no sea suficiente para vencer al peso. Recordemos la fórmula de la sustentación:

$$L = c_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$$

Vemos que la sustentación depende de la velocidad de vuelo y por tanto en todo momento necesitaremos una velocidad mínima para generar una sustentación suficiente.

Estudiaremos la situación más sencilla que es un caso de vuelo de crucero. En este caso, como veremos en un apartado posterior, el equilibrio de fuerzas verticales nos dice que la sustentación generada debe igualar al peso.

$$\text{Sustentación} = L = W = \text{Peso}$$

En esta situación la máxima sustentación que podemos generar (lo cual permitiría que la velocidad fuera mínima) se dará en el caso en el que el coeficiente de sustentación sea máximo.

$$L_{\text{max}} = c_{L_{\text{max}}} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$$

Igualando con el peso:

$$L_{\text{max}} = c_{L_{\text{max}}} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S = W$$

Despejando la velocidad

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot c_{L_{\text{max}}}}} = V_{\text{pérdida}}$$

Esta es la velocidad mínima en la que nuestro avión está en condiciones de generar suficiente sustentación como para contrarrestar al peso. Es por esto por lo que llamamos a esta velocidad mínima velocidad de entrada en pérdida, porque si el avión baja su velocidad por debajo de la velocidad de pérdida el peso vencerá a la sustentación y el avión caerá.

En la fórmula de la velocidad vemos que esta depende de la densidad del aire. Por esto hemos de tener en cuenta la densidad del aire para saber la velocidad mínima (velocidad de pérdida) por debajo de la cual el avión caerá. Como vimos en los primeros capítulos la densidad del aire varía con la altura en una forma que podemos calcular, y esto nos será muy útil para calcular la velocidad de pérdida a una determinada altura.

La velocidad de pérdida es muy importante en el despegue y el aterrizaje en donde se vuela a una velocidad relativamente baja. Por ejemplo, si despegamos en el aeropuerto de Quito que es-

tá a casi 3.000 metros de altura sobre el nivel del mar, y sabiendo que la densidad del aire disminuye con la altura, necesitaremos alcanzar una velocidad mayor para despegar que si lo hacemos en el aeropuerto de Alicante. Esto conlleva mayor longitud de pista para poder alcanzar velocidades más altas en el despegue, o que, en caso de no haber longitud suficiente de pista, los aviones no puedan despegar completamente cargados (se pierde capacidad de llevar carga o viajeros) o incluso algunos no puedan operar.

El caso de vuelo de crucero es el más sencillo, pero analizaremos a modo de ejemplo el caso de un avión realizando un viraje a velocidad constante. En caso de que estemos realizando un viraje necesitaremos que la velocidad sea mayor, ya que la fuerza vertical de la que disponemos es menor. Esta situación se puede observar en la figura siguiente.



Figura 8.2.52. Equilibrio de fuerzas en viraje horizontal

$$\begin{aligned}
 W = F_v = L \cdot \cos 30^\circ = 0,866 \cdot L &\Rightarrow L = \frac{1}{0,866} \cdot W = 1,155 \cdot W \\
 L = c_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \Rightarrow V_{p\acute{e}rdida} = \sqrt{\frac{2 \cdot L}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax}}} &\Rightarrow \\
 \Rightarrow V_{p\acute{e}rdida} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,155 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax}}} = 1,075 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax}}} &
 \end{aligned}$$

Vemos que parte de la sustentación queda dedicada a la realización del giro (fuerza horizontal FH) quedando la otra parte para contrarrestar al peso. Por ejemplo en el caso del dibujo con un alabeo de 30° la sustentación necesaria se incrementa un 15,5% (la sustentación debe ser un 15,5% superior al peso), lo que provoca que la velocidad de pérdida se incremente un 7,5% con respecto a la del vuelo horizontal. En resumen, si la velocidad de pérdida del avión en vuelo horizontal es  $V_{p\acute{e}rdida}$  la velocidad mínima para realizar un viraje de 30° sin que el avión entre en pérdida será  $1,075 V_{p\acute{e}rdida}$ .

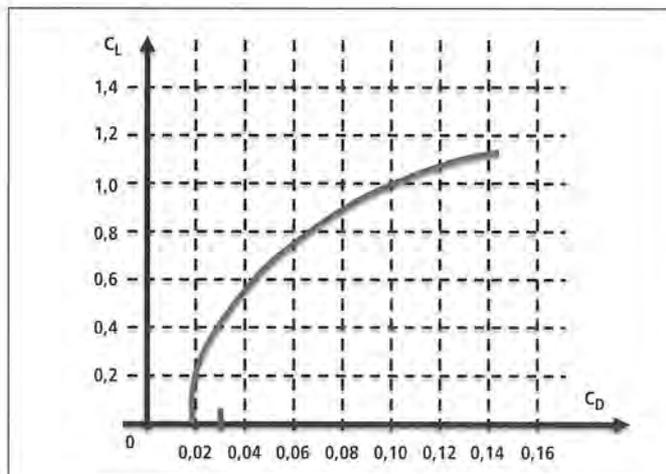
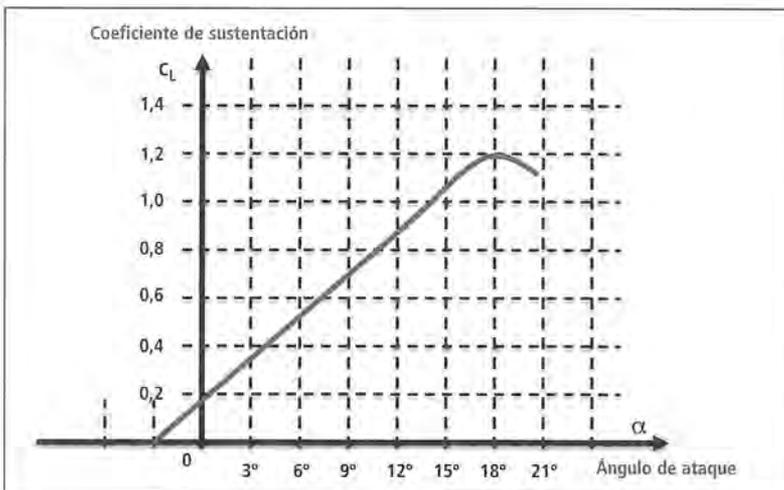


Por último comentar que la palabra inglesa para denominar la pérdida es "stall" por lo que en bibliografía inglesa encontraremos normalmente la velocidad de entrada en pérdida como  $V_{stall}$ .

### Ejemplo

Un fabricante de aeronaves ha facilitado los siguientes datos de una aeronave:

- Gráfico de coeficiente de sustentación
- Gráfico de la polar
- Superficie alar  $S = 100 \text{ m}^2$
- Alargamiento  $A = 8$
- Factor de eficiencia  $e = 0,8$
- Peso de la aeronave  $W = 100.000 \text{ kg}$



Calcular, para una velocidad de vuelo de 200 m/s y un ángulo de ataque de 9°: coeficiente de sustentación, sustentación, resistencia y fineza. Calcular también la velocidad de entrada en pérdida para esa aeronave. Se tomará la densidad del aire a la altura de vuelo como  $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$ .

El coeficiente de sustentación para un ángulo de ataque de 9° se obtiene directamente del gráfico:  $c_L = 0,7$

La sustentación será:

$$L = c_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S = 0,7 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1 \cdot 200^2 \cdot 100 = 1.400.000 \text{ N}$$

Para la resistencia

$$c_D = c_{Dp} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} = 0,02 + \frac{0,7^2}{\pi \cdot 8 \cdot 0,8} = 0,044$$

$$D = c_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S = 0,044 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1 \cdot 200^2 \cdot 100 = 88.000 \text{ N}$$

Dividiendo sustentación entre resistencia obtenemos la fineza:

$$f = \frac{L}{D} = \frac{1.400.000}{88.000} = 15,9$$

En el gráfico vemos que el coeficiente máximo de sustentación es  $c_L = 1,2$  con lo que la velocidad de entrada en pérdida:

$$V_{\text{Stall}} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot c_{L_{\text{max}}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 100.000}{1 \cdot 100 \cdot 1,2}} = 40,82 \text{ m/s}$$

## • Contaminación de superficies aerodinámicas por hielo, nieve y escarcha

La formación de hielo se produce cuando la temperatura es próxima a 0° y el entorno es húmedo. Estas condiciones son típicas en vuelos a alturas medias (crucero de helicópteros y aviones de hélice), en los ascensos después de despegue, en la aproximación y en tierra en días de baja temperatura en el aeropuerto. En el caso del avión en vuelo se puede formar una capa rugosa de hielo normalmente alrededor del borde ataque del ala. En caso de avión en tierra lo que se suele formar es una acumulación de escarcha sobre la superficie del ala (extradós).

Para alturas por encima de la tropopausa, a las que comúnmente vuelan los reactores, la temperatura es muy baja y en estas condiciones el agua se encuentra en forma de hielo y por tanto no se deposita en la superficie del avión. Sin embargo el vuelo prolongado a estas temperaturas puede provocar que el combustible que se encuentra en las alas alcance temperaturas muy bajas. Estas bajas temperaturas pueden conservarse y, si se atraviesa alguna zona húmeda durante el descenso en la aproximación, provocar que se forme hielo aunque la temperatura ambiente no sea próxima a 0°. A esto puede ayudar el hecho de que se cargue el combustible a una temperatura muy baja. En este caso la formación de hielo se produce sobre todo en la zona baja del



ala (intradós) y en algunos casos en la parte superior (extradós). Los depósitos de hielo de este tipo suelen ser difíciles de detectar.

La formación de hielo o escarcha sobre las superficies del avión tiene muchos efectos perjudiciales para el vuelo, por lo que se debe proceder al deshielo de toda la superficie del avión en caso de que haya algún depósito de hielo o escarcha antes de que se produzca el despegue.



Figura 8.2.53. Formación de hielo y escarcha en las alas

Entre los efectos perjudiciales que provoca la formación de hielo se encuentra la variación de la forma de los perfiles de las alas. Es evidente que tras tantos trabajos de investigación e ingeniería el hecho de que se modifique aleatoriamente la forma del perfil no puede sino hacer que las características aerodinámicas empeoren. De esta forma, al generarse menos sustentación disminuye el  $c_{L,max}$  con lo que aumenta la velocidad de pérdida. De esta manera el avión puede entrar en pérdida a una velocidad mayor a la establecida y el piloto no estará prevenido sobre ello, por ejemplo cuando decelera durante la fase de aterrizaje o al intentar despegar. Además disminuye el ángulo de entrada en pérdida, lo que puede provocar que el avión entre en pérdida a un ángulo de ataque al que el piloto no se lo espera, ya que los avisadores de pérdida están basados en ángulos de ataque preestablecidos.

A la vez que produce una disminución de la sustentación, el hielo también provoca un aumento de resistencia parásita, que puede ser crítico en despegues o en actuaciones con pérdida de motor, en las que puede que los motores restantes no puedan generar suficiente empuje para vencer la resistencia en el grado necesario para realizar una maniobra. A todo ello se une el aumento de peso que supone la masa de hielo y que provoca una pérdida de la compensación que puede llevar al avión a comportarse de forma inestable.

Además de la pérdida de características aerodinámicas también se pueden producir otros efectos nocivos como el desprendimiento de trozos de hielo que pueden introducirse en los motores y provocar su destrucción (en caso de aviones con motores situados en el fuselaje) o chocar con otras partes aerodinámicas del avión y dañarlas. Dichos trozos desprendidos también se pueden introducir entre partes móviles como flaps y atascarlos o dañarlos.

Es por todos estos efectos adversos por lo que la normativa prohíbe el despegue si existe algún depósito de hielo, nieve o escarcha en el avión.

Los aviones cuentan con sistemas antihielo como son el sangrado de aire caliente del motor hacia las zonas donde se forma el hielo o la utilización de dicho aire para rellenar cámaras de caucho que se hinchan destruyendo las capas de hielo. También se utilizan resistencias eléctricas en zonas como los cristales de la cabina o los labios de entrada de las turbinas.

Los aeropuertos cuentan con máquinas para lanzar productos químicos que se rocían sobre el avión con el fin de eliminar las capas de hielo.



## 8.3. TEORÍA DEL VUELO

CATEGORÍA	A	B1	B2
NIVEL	1	2	2

• Relación entre sustentación, peso, empuje y resistencia	82
• Relación de planeo	83
• Vuelo estabilizado, actuaciones	85
Actuaciones en subida.....	85
Actuaciones en descenso.....	87
Actuaciones en viraje horizontal.....	88
Efecto suelo.....	89
• Influencia del factor de carga: envolvente de vuelo y limitaciones estructurales	90
• Aumento y control de la sustentación	93
Dispositivos de control de la capa límite.....	93
Ranuras de borde de ataque.....	94
Flaps.....	94
Spoilers o aerofrenos.....	96
Winglets.....	96
Stall strips.....	98

## 8.3. TEORÍA DEL VUELO

### • Relación entre sustentación, peso, empuje y resistencia

Para que se pueda producir el vuelo de una aeronave tiene que haber un equilibrio entre las fuerzas que actúan sobre ella. En dirección de la velocidad del viento ya hemos visto que tenemos la resistencia, denominada comúnmente con  $D$  (Drag en inglés). Esta resistencia debe verse compensada con otra fuerza producida por el avión en la misma dirección y sentido contrario (hacia delante) que será el empuje de los motores de reacción (o tracción en caso de aeronaves de hélice). Normalmente, a la fuerza de los motores se la denomina como  $T$  (Thrust en inglés).

En dirección vertical tenemos el peso  $W$  (Weight) debido a la gravedad que tira del avión hacia abajo y que está aplicado en el centro de gravedad. Este peso debe ser compensado por el avión mediante la generación de una sustentación  $L$  (Lift) suficiente. Dicha sustentación es la suma de las sustentaciones generadas por todas las partes del avión.

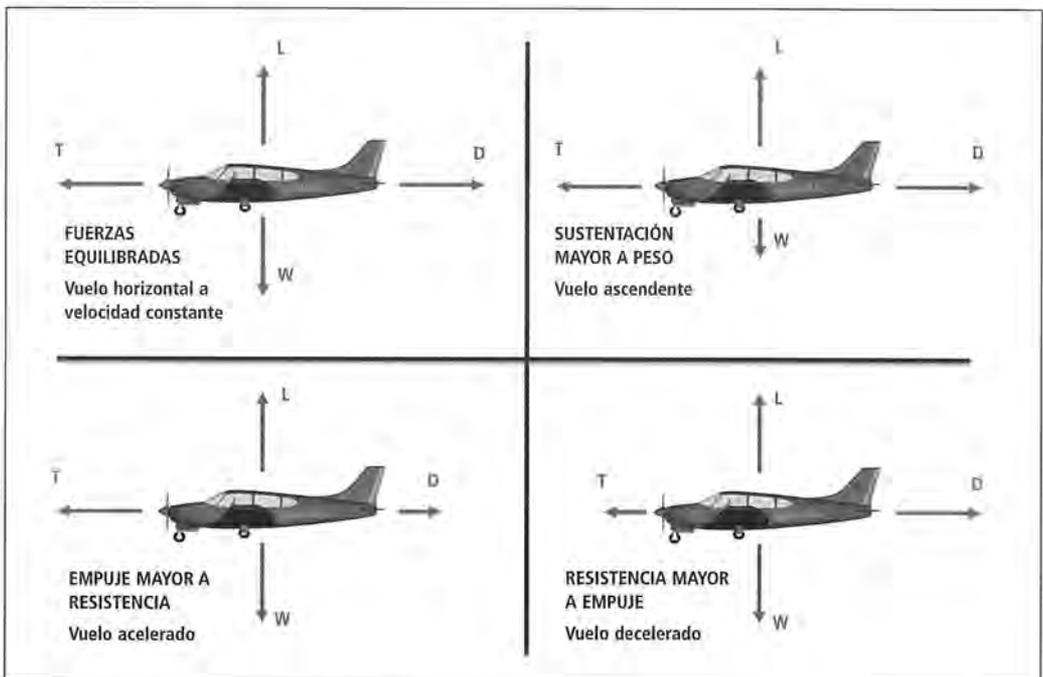


Figura 8.3.1: Fuerzas principales que actúan sobre el avión

Del equilibrio de estas cuatro fuerzas (resistencia, empuje, peso y sustentación) resultará un vuelo de crucero a velocidad y altura constantes. Podemos cambiar esta condición de crucero actuando sobre alguna de las fuerzas anteriores. Por ejemplo si aumentamos la sustentación el avión subirá, y si la disminuimos por debajo del valor del peso el avión descenderá. Si queremos que el avión acelere aumentaremos el empuje de los motores por encima del valor de la resistencia ae-



rodinámica y si queremos frenar disminuiríamos dicho empuje. También podemos frenar más rápidamente aumentando la resistencia aerodinámica mediante otros dispositivos del avión (aerofrenos-superficies secundarias).

## • Relación de planeo

A veces es interesante saber cómo se comportará un avión que no tiene la posibilidad de que sus motores generen empuje. En este caso la resistencia aerodinámica deberá compensarse con una componente del peso en dirección del avance.

Vemos en el dibujo cómo las componentes verticales de las fuerzas aerodinámicas compensan al peso. En la dirección del movimiento la componente del peso compensa a la resistencia aerodinámica. De este equilibrio

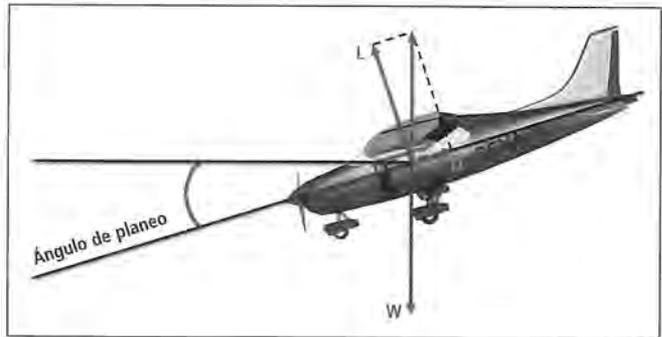


Figura 8.3.2. Ángulo de planeo.

resulta que el avión descienda con un ángulo ( $\gamma$ ) y velocidad constantes. Dicho ángulo será:

$$\tan(\gamma) = \frac{D}{L} \Rightarrow \gamma = \arctan\left(\frac{D}{L}\right) = \arctan\left(\frac{1}{f}\right)$$

De la ecuación deducimos que el ángulo de descenso es inversamente proporcional a la fineza. Esto quiere decir que a mayor fineza menor ángulo de descenso, con lo que el ángulo de descenso mínimo se conseguirá cuando la fineza sea máxima. Esto es interesante porque a menor ángulo de descenso mayor será la distancia recorrida, lo que es muy positivo para aeronaves sin motor o para situaciones en las que se produce el fallo de los motores y necesitamos recorrer mucha distancia hasta llegar a un aeródromo donde efectuar un aterrizaje de emergencia.

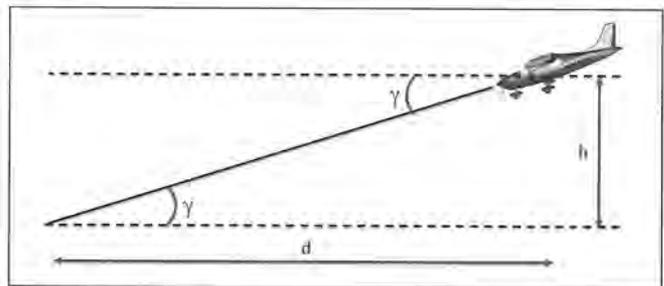


Figura 8.3.3. Longitud de planeo

La distancia que recorreremos planeando es proporcional a la altura y al ángulo de descenso. Como hemos dicho a menor ángulo mayor distancia podemos recorrer.

$$\tan(\gamma) = \frac{h}{d} \Rightarrow d = \frac{h}{\tan \gamma}$$

Como hemos visto antes, el ángulo mínimo que nos permite el avión, se da cuando la fineza es máxima. Y en esta condición la distancia recorrida es máxima.

$$\left. \begin{aligned} \tan(\gamma) &= \frac{h}{d} \\ \tan(\gamma) &= \frac{1}{f} = \frac{c_d}{c_l} = \frac{D}{L} \end{aligned} \right\} \Rightarrow d = h \cdot f \Rightarrow d_{\max} = h \cdot f_{\max}$$

Si recordamos el análisis realizado cuando explicábamos la curva polar veremos dónde se produce esa condición de fineza máxima, para un determinado avión, y por tanto de máxima distancia recorrida. Tomando el gráfico de la curva polar del avión trazamos la recta tangente a la curva desde el origen y en ese punto tenemos la fineza máxima (dada por los valores de  $C_L$  y  $C_D$  que sacamos del gráfico).

En el gráfico hemos marcado como "A" el punto en que la recta que pasa por el origen es tangente a la curva. En dicho punto la fineza es máxima y viene dada por el cociente de  $C_{LA}$  y  $C_{DA}$ . Por tanto la máxima distancia que puede recorrer nuestro avión que vuela a una determinada altura es:

$$d_{\max} = h \cdot f_{\max} = h \cdot \frac{C_{LA}}{C_{DA}}$$

También puede ser interesante saber la velocidad de vuelo durante el planeo. En las condiciones anteriores, en las que queremos recorrer la distancia máxima, la velocidad de planeo será:

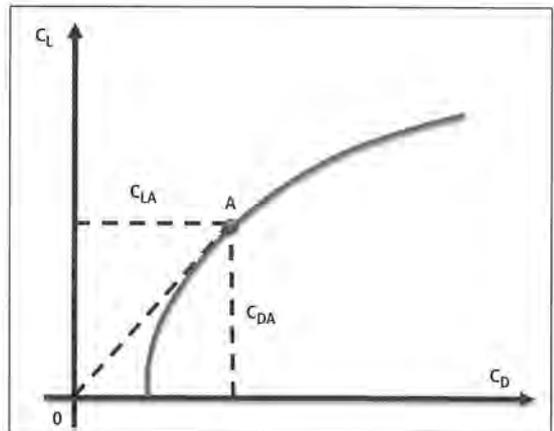


Figura 8.3.4. Punto de máxima fineza en la curva polar

$$\left. \begin{aligned} L &= c_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2 \cdot L}{c_L \cdot \rho \cdot S}} \\ L &= W \cdot \cos\gamma \end{aligned} \right\} \Rightarrow V_{\text{planeo}} = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \cos\gamma}{c_{LA} \cdot \rho \cdot S}}$$

En donde como ya sabemos el ángulo de descenso es:

$$\gamma = \arctan\left(\frac{1}{f_{\max}}\right) = \arctan\left(\frac{c_{DA}}{c_{LA}}\right)$$

La velocidad horizontal (velocidad de avance con respecto al suelo en caso de aire en calma) es:

$$V_{H\text{planeo}} = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \cos\gamma}{c_{LA} \cdot \rho \cdot S}} \cdot \cos\gamma$$

El tiempo de vuelo se obtiene directamente dividiendo la distancia máxima entre la velocidad horizontal de planeo.

Aumentando el ángulo de descenso podremos aumentar la velocidad, ya que la componente de la sustentación en sentido de avance superará a la resistencia, pero la distancia que podremos recorrer será menor. También podemos disminuir algo el ángulo de descenso siempre que la velo-

cidad no disminuya por debajo de la velocidad de pérdida, aunque la distancia recorrida también disminuirá.

## • Vuelo estabilizado, actuaciones

Las tres actuaciones más típicas que tenemos dentro del vuelo estabilizado son la subida, el descenso y el viraje en el plano horizontal.

### Actuaciones en subida

En este caso tenemos un avión volando en línea recta y ascendiendo con un ángulo  $\gamma$  fijo y una determinada velocidad de vuelo también constante.

Las fuerzas a las que se ve sometido el avión son las mismas que hemos estudiado para el vuelo horizontal, sólo que en este caso sus magnitudes serán distintas ya que por ejemplo el empuje deberá ser mayor para conseguir mantener la condición de subida. Podemos ver estas fuerzas en el gráfico siguiente.

Las componentes de estas fuerzas según la dirección del vuelo y la perpendicular a esta son:

$$T = D + W \cdot \text{sen}\gamma$$

$$L = W \cdot \text{cos}\gamma$$

Vemos en la primera ecuación, que efectivamente el empuje debe ser mayor que en el caso horizontal, en el que sólo debía compensar la resistencia. Cuanto más aumente el ángulo de subida mayor será la componente del peso que deberá vencer dicho empuje.

Estas ecuaciones son válidas para cualquier ángulo de subida. Por ejemplo para una subida vertical ( $\gamma = \pi/2$ ) no existiría sustentación y la tracción debería vencer a la suma de la resistencia y el peso.

$$T = D + W \cdot \text{sen}\gamma = D + W$$

$$L = W \cdot \text{cos}\gamma = 0$$

En el caso de subidas con ángulo de ascenso pequeño, lo que ocurre en muchos casos de cambio de nivel de vuelo, podemos simplificar el planteamiento. En este caso de  $\gamma$  pequeño podemos escribir lo siguiente (siempre que pongamos los ángulos en radianes):

$$\text{sen}\gamma \approx \gamma$$

$$\text{cos}\gamma \approx 1$$

Podemos observar la calidad de esta aproximación en la siguiente tabla.

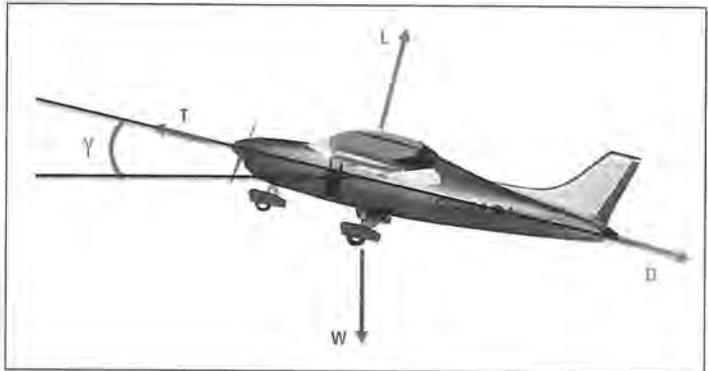


Figura 8.3.5. Actuaciones en subida

Ángulo en grados	Ángulo en radianes	sen $\gamma$	cos $\gamma$
0,2	0,003491	0,003491	0,999994
0,4	0,006981	0,006981	0,999976
0,6	0,010472	0,010472	0,999945
0,8	0,013963	0,013962	0,999803
1	0,017453	0,017452	0,999748
1,2	0,020944	0,020942	0,999781
1,4	0,024435	0,024432	0,999701
1,6	0,027925	0,027922	0,999610
1,8	0,031416	0,031411	0,999507
2	0,034907	0,034899	0,999391
2,2	0,038397	0,038388	0,999263
2,4	0,041888	0,041876	0,999123
2,6	0,045379	0,045363	0,998971
2,8	0,048869	0,048850	0,998806
3	0,052360	0,052336	0,998630
3,2	0,055851	0,055822	0,998441
3,4	0,059341	0,059306	0,998240
3,6	0,062832	0,062791	0,998027
3,8	0,066323	0,066274	0,997801
4	0,069813	0,069756	0,997564

Teniendo en cuenta esta aproximación las ecuaciones anteriores quedan de la siguiente forma:

$$\left. \begin{array}{l} T = D + W \cdot \text{sen} \gamma \\ L = W \cdot \text{cos} \gamma \end{array} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} T = D + W \cdot \gamma \\ L = W \end{array} \right\} \Rightarrow \gamma = \frac{T - D}{W}$$

Se define la velocidad vertical de ascenso R/C ("Rate of Climb" en inglés) como la componente vertical de la velocidad. Se deduce fácilmente del siguiente gráfico:

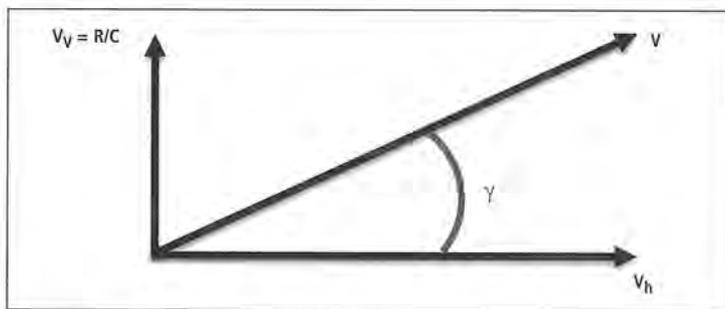


Figura 8.3.6. Componentes de la velocidad

$$R/C = V \cdot \text{sen} \gamma = V \cdot \gamma \quad \text{ó} \quad \gamma = \frac{R/C}{V}$$

Comparando este ángulo de subida con el obtenido anteriormente:

$$R/C = \frac{(T - D) \cdot V}{W}$$

### Actuaciones en descenso

Ahora lo que tenemos es un avión volando de modo similar al anterior pero que se encuentra descendiendo.

El equilibrio de fuerzas se puede observar en el siguiente gráfico:

De la misma forma que en el caso del ascenso:

$$D = T + W \cdot \text{sen} \gamma$$

$$L = W \cdot \text{cos} \gamma$$

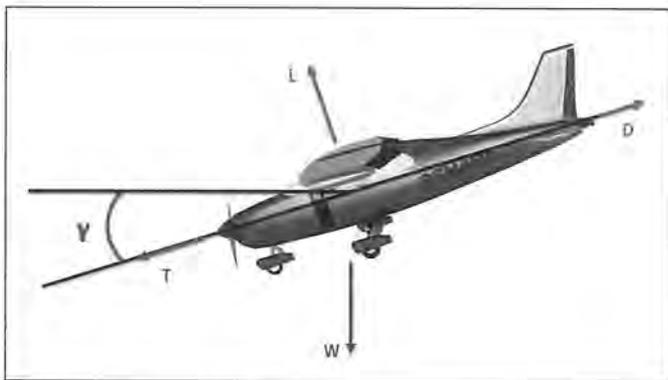


Figura 8.3.7. Actuaciones en descenso

Ahora el empuje necesario para mantener la velocidad es menor que la resistencia.

Utilizando la misma aproximación que en el caso anterior para el caso de ángulos de descenso pequeños:

$$\text{sen} \gamma \approx \gamma$$

$$\text{cos} \gamma \approx 1$$

$$D = T + W \cdot \gamma$$

$$L = W$$

Despejando el ángulo de descenso:

$$\gamma = \frac{D-T}{W}$$

En este caso la velocidad de descenso R/D (Rate of Descent en inglés) será:

$$R/D = V \cdot \text{sen} \gamma = V \cdot \gamma$$

$$\gamma = \frac{R/D}{V}$$

Comparando este ángulo de descenso con el obtenido anteriormente:

$$R/D = \frac{(D-T) \cdot V}{W}$$

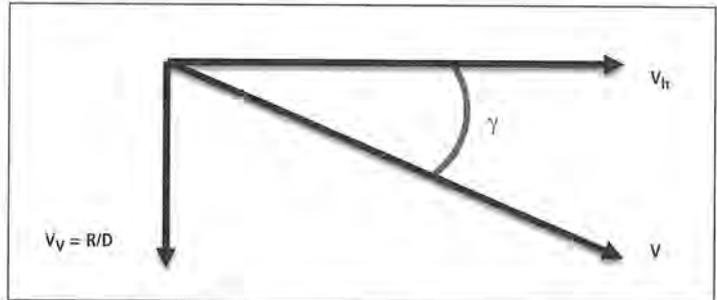


Figura 8.3.8. Componentes de la velocidad

### Actuaciones en viraje horizontal

En un viraje horizontal el avión se mueve a altura constante y velocidad constante en módulo describiendo un círculo.

El giro se produce por el hecho de encontrarse el avión con un cierto ángulo de alabeo que se mantiene fijo durante la maniobra. Este ángulo de alabeo produce un desequilibrio transversal de fuerzas que se compensa con la aparición de una fuerza de inercia o fuerza centrífuga. Esta fuerza centrífuga es la que tiende a sacar a los automóviles hacia fuera cuando describen una curva a gran velocidad. Podemos observar el equilibrio de fuerzas en el siguiente gráfico.

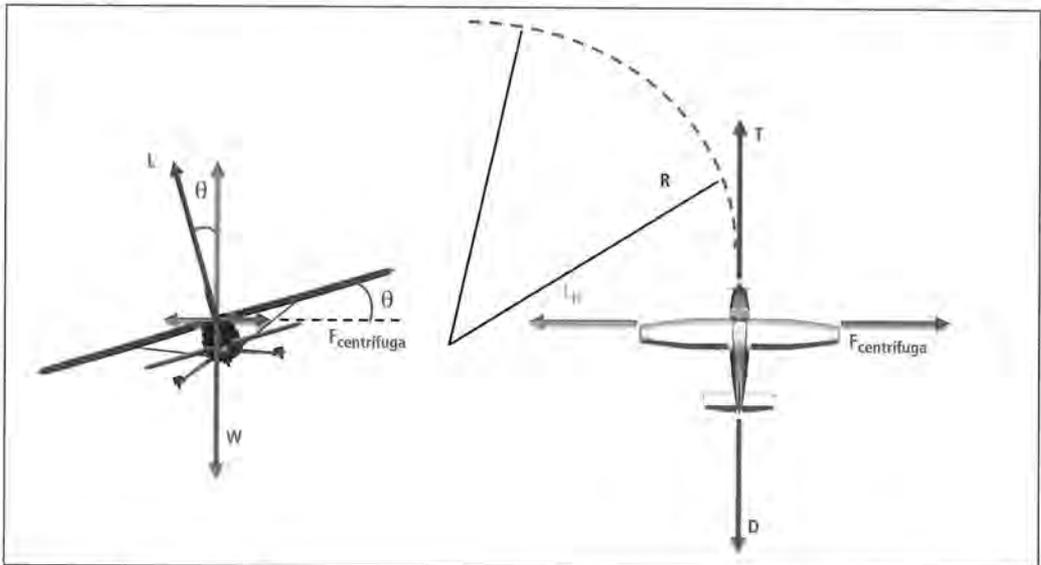


Figura 8.3.9. Actuaciones en viraje



En el dibujo hemos llamado  $L_H$  a la componente horizontal de la sustentación que compensa a la fuerza centrífuga durante el giro.

Del equilibrio de fuerzas vertical y horizontal en el plano transversal se obtiene:

$$W = L \cdot \cos\theta$$

$$F_{centrifuga} = L \cdot \text{sen}\theta = L_H$$

Del equilibrio de fuerzas en el plano horizontal

$$T = D$$

$$F_{centrifuga} = L_H$$

Analizando la fuerza de inercia que se genera en un cuerpo de masa " $m$ " cuando describe un círculo de radio " $R$ " tenemos que la aceleración normal es igual al cuadrado de la velocidad entre el radio de la circunferencia (radio de giro).

$$\left. \begin{array}{l} a_{centrifuga} = \frac{V^2}{R} \\ m = \frac{W}{g} \end{array} \right\} \Rightarrow F_{centrifuga} = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R}$$

### Efecto suelo

Cuando el avión se encuentra próximo al suelo, se produce una interacción entre avión y suelo que provoca que las acciones generadas en el avión difieran de las que se producen a cierta altura, donde se puede considerar que el avión se enfrenta a una corriente uniforme. El efecto se nota mayoritariamente en el ala por ser la superficie sustentadora más importante.

Principalmente el efecto suelo se traduce en un aumento de la sustentación y una disminución de la resistencia inducida. La magnitud del efecto suelo es mayor cuanto más cerca esté el ala del avión del suelo y cuanto mayor sea la envergadura de este.

La proximidad a tierra implica el desarrollo de los torbellinos de borde y de los vientos descendentes.

Normalmente los aviones se ven afectados por el efecto suelo cuando se encuentran a una distancia sobre el nivel del suelo menor que la mitad de su envergadura.

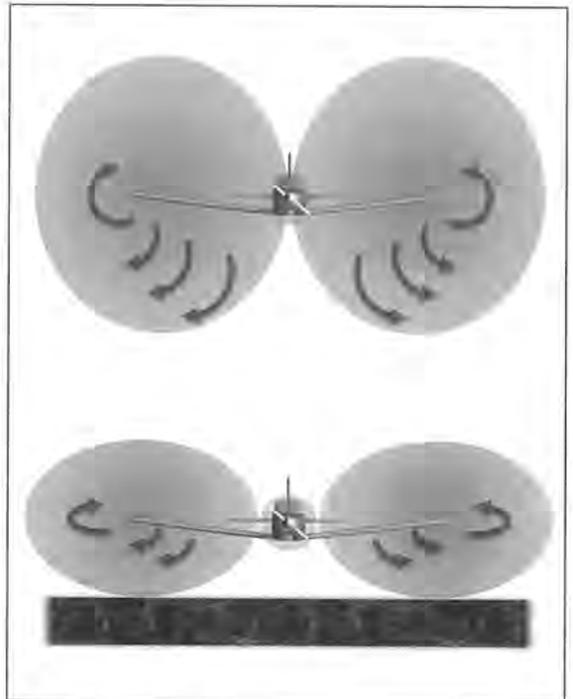


Figura 8.3.10. Efecto suelo

## • Influencia del factor de carga: envolvente de vuelo y limitaciones estructurales

Se define el factor de carga como la relación entre sustentación y peso. En caso de giros de radio muy pequeño el viraje se debe producir con un ángulo de alabeo grande lo que desemboca en que la sustentación tenga que ser muy superior al peso para mantener la maniobra sin que se produzca pérdida de altura.

$$\text{Factor de carga } (n) = \frac{L}{W}$$

En caso de viraje en el plano horizontal con un ángulo de inclinación  $\varphi$  la sustentación debería superar al peso en un factor  $1/\cos\theta$ .

$$W = L \cdot \cos\theta$$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos\theta}$$

Se deduce de la ecuación anterior que el factor de carga en viraje horizontal depende sólo del ángulo de inclinación. Como ya se vio durante el estudio de la entrada en pérdida, la velocidad de entrada en pérdida durante el viraje ( $V_m$ ) es superior a la velocidad de entrada en pérdida en vuelo rectilíneo y horizontal ( $V_s$ ). Podemos calcular cuanto mayor es a través del factor de carga.

En vuelo rectilíneo y horizontal para la entrada en pérdida:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_s^2 \cdot S \cdot c_{L_{\max}} = W$$

En viraje horizontal para la entrada en pérdida:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_m^2 \cdot S \cdot c_{L_{\max}}$$

Dividiendo ambas ecuaciones obtenemos el factor de carga en función de las velocidades de pérdida en ambas situaciones.

$$\frac{L}{W} = n = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_m^2 \cdot S \cdot c_{L_{\max}}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_s^2 \cdot S \cdot c_{L_{\max}}} \Rightarrow n = \left( \frac{V_m}{V_s} \right)^2$$

En una maniobra que requiera un factor de carga "n" la velocidad de entrada en pérdida será:

$$V_m = \sqrt{n} \cdot V_s$$

Por ejemplo, en un giro de 60° la sustentación debe duplicar al peso ( $n = 2$ ) y la velocidad necesaria para producir sustentación se multiplicará por  $\sqrt{2}$ , es decir por 1,4142; si en vuelo normal el avión entra en pérdida a 90 kt, en un giro de 60° entrará en pérdida a  $\sqrt{2} \cdot 90 \text{ kt} = 127 \text{ kt}$ .

Nota: Las aeronaves se diseñan cumpliendo unos requerimientos de esfuerzo, en función del uso que se vaya a hacer de las mismas. La clasificación según estos requisitos se denomina categorías. Para obtener su certificación por las autoridades competentes, el esfuerzo estructural (factor de carga) debe ser conforme a los estándares prescritos. Las categorías y el máximo factor de carga para cada una de ellas son las siguientes (según la FAA):



- Normal: 3,8 g
- Utility: 4,4 g
- Acrobatic: 6 g

La diferencia entre sustentación y peso, cuando es muy elevada, provoca molestias a la tripulación y a los pasajeros y además puede ser peligroso para la integridad de la estructura.

Al número de veces que la sustentación supera al peso también se le conoce como "g". Por ejemplo si la sustentación duplica al peso los pasajeros, tripulantes y la estructura del avión deberán superar una carga de 2 g.

El peso máximo que puede llevar el avión es limitado y por tanto también lo es la cantidad máxima de ese peso que podemos dedicar a la estructura. Constantemente se está avanzando en el estudio de materiales más ligeros que resistan de forma suficiente los esfuerzos del vuelo, sin embargo la capacidad resistente es limitada. Es por esto que se debe poner límites a la capacidad de maniobra del avión para evitar que se generen factores de carga que superen la resistencia de la estructura y provoquen daños en esta.

Las cargas que debe soportar la estructura no sólo se producen por fuerzas aerodinámicas durante los virajes, sino también durante la rodadura (por baches en las calles de rodadura), durante el despegue, la subida y el aterrizaje. Estas cargas pueden ser estáticas o dinámicas, como las cargas de fatiga debido a esfuerzos repetitivos. El problema de la fatiga es que puede provocar daños habiendo estado la estructura sometida a cargas muy inferiores de las que pueden resistir en condiciones puntuales. La fatiga actúa de manera que una carga pequeña pero significativa se repite muchas veces y genera una grieta que va aumentando de tamaño hasta que la estructura colapsa.

Para asegurar que no se producen daños en la estructura debido a cargas excesivas se ensaya la resistencia del avión según lo prescrito en la normativa (JAR 25) antes de expedirle la certificación para poder volar. Además en los manuales del avión se especifican las cargas límite que no se espera que se superen durante el uso normal del avión. También se describen cargas últimas (son las cargas límite multiplicadas por un factor de seguridad de 1,5) y deformaciones permisibles en los materiales en la norma JAR 25. Según esta normativa la estructura debe ser capaz de soportar esfuerzos de magnitud similar a las cargas límite sin que se produzcan deformaciones permanentes. Además la estructura debe soportar cargas últimas durante al menos tres segundos. Los ensayos para comprobar si el avión resiste estas cargas incluyen test en los que se fija la estructura a un banco de pruebas y es sometida a todo tipo de esfuerzos y deformaciones.

Para calcular el factor de carga, definido como la relación entre sustentación y resistencia, es necesario tener en cuenta:

- Altitudes críticas.
- El peso del avión, desde el mínimo peso posible hasta el peso máximo de diseño apropiado para unas condiciones de vuelo.
- La distribución de la carga dentro del avión que estará dentro de los límites operativos.

Además el análisis de cargas de vuelo simétricas debe incluir:

- Maniobras de alabeo con el avión partiendo de una posición de equilibrio.
- Condiciones de maniobras de cabeceo.
- Ráfagas de viento.

Todo este análisis nos lleva al diseño de un avión con unas determinadas resistencias. Ahora vamos a definir una envolvente de vuelo de manera que si el avión no realiza maniobras que

superen dicha envolvente, no se deberían producir cargas que pusieran en riesgo la integridad estructural del avión.

Como ya sabemos, para realizar algunas maniobras la sustentación debe superar al peso en un factor conocido como el factor de carga. También sabemos que las fuerzas aerodinámicas son proporcionales a la velocidad al cuadrado. Es por esto que se realizan los gráficos de envolvente de vuelo relacionando factor de carga y velocidad, dando los límites que no se deben superar.

La resistencia estructural se puede superar tanto por una maniobra brusca del piloto como por la aparición de ráfagas de viento, por lo que será necesario establecer dos gráficos. Para conseguir la certificación, la aeronave debe resistir cualquier combinación de factor de carga y velocidad que se encuentre dentro de ambos gráficos. Cada aeronave tiene sus propios gráficos dependientes de:

- El peso del avión.
- La configuración del avión.
- Simetría de la carga.
- Altitud del vuelo.

A modo de ejemplo se presentan dos envolventes típicas de vuelo de maniobra (en cabeceo) y de ráfaga de un determinado avión.

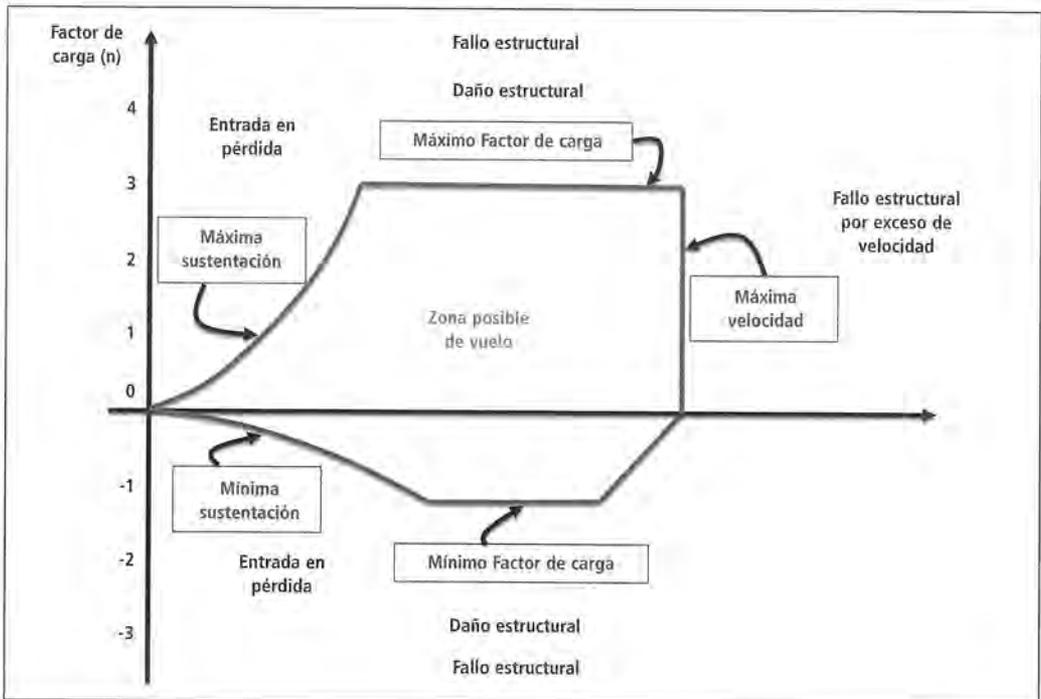


Figura 8.3.11: Diagrama de maniobra

Vamos a analizar el diagrama de maniobra. Para velocidades bajas tenemos dos líneas curvas que se corresponden con los límites máximos de sustentación (positiva y negativa) a partir de los cua-



les el avión entra en pérdida. Luego nos encontramos con dos líneas horizontales correspondientes a las cargas máximas soportables por el avión. Por último tenemos una línea oblicua correspondiente a un límite combinado de velocidad y factor de carga y una línea vertical correspondiente a la máxima velocidad soportable por el avión. El avión está diseñado para operar sin problemas dentro de la zona definida por estos límites, fuera de dicha zona se producirá la entrada en pérdida o la posibilidad de daños en la estructura.

También se presenta un gráfico similar para el caso de ráfagas de viento.

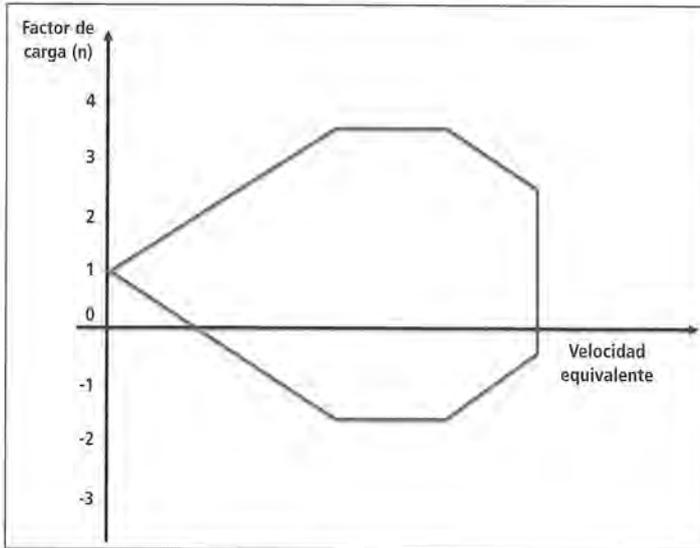


Figura 8.3.12. Diagrama de ráfagas

## • Aumento y control de la sustentación

En el diseño de las superficies aerodinámicas del avión, se intenta conseguir la máxima cantidad de sustentación con la mínima resistencia. Estas condiciones son ideales para el vuelo de crucero, que es la fase del vuelo más larga y por lo tanto en la que más combustible puede ahorrarse.

Sin embargo existen ciertas fases del vuelo de corta duración en las que no importa una penalización en forma de resistencia si con ello se consigue realizar una determinada maniobra necesaria para la consecución del vuelo. Lo más conveniente suele ser aumentar el  $C_{Lmax}$  del ala para disminuir la velocidad de pérdida y poder aterrizar o despegar a una velocidad inferior a la velocidad de pérdida de crucero, con lo que la longitud de pista necesaria es menor.

Para aumentar ese  $C_{Lmax}$  cuando sea necesario utilizamos unos dispositivos móviles que varían la geometría del ala. También se utilizan dispositivos que controlan la capa límite para aumentar el  $C_{Lmax}$ . Estos, son los denominados dispositivos hipersustentadores.

También veremos otros dispositivos útiles para el desarrollo del vuelo como winglets o stall strips.

### Dispositivos de control de la capa límite

Estos dispositivos tratan de retrasar la separación de la capa límite (que como ya sabemos se producía al aumentar mucho el ángulo de ataque o al disminuir mucho la velocidad) y por tanto

conseguir que la pérdida se produzca a una velocidad menor. Para conseguir retrasar el desprendimiento de la capa límite se utilizan aspiradores y sopladores de aire.

La aspiración se consigue mediante unos agujeros situados en el extradós en la zona donde es de esperar que comience a desprenderse la corriente. En estos agujeros se aspira aire de la capa límite y con esto se consigue disminuir la presión con lo que la capa límite se mantiene adherida a la superficie. Se necesita que exista algún mecanismo en las alas que aspire el aire.

Los sopladores son unos orificios a través de los cuales se inyecta aire a gran velocidad a la capa límite de manera que esta se acelera, evitando su desprendimiento. También es necesario un mecanismo para suministrar aire inyectado a alta velocidad, que suele ser mediante sangrado desde el compresor del motor en los reactores.

### Ranuras de borde de ataque

Son aberturas que comunican extradós e intradós en las proximidades del borde de ataque. Esta ranura la provoca la separación del perfil auxiliar (slat) del perfil básico. Dicha abertura puede ser fija, o tener la capacidad de abrirse y cerrarse separando el slat del perfil. El abrir o cerrar la ranura de borde de ataque puede hacerse manual o automáticamente a partir de un cierto ángulo de ataque.

Su funcionamiento es similar al de un soplador al coger aire a alta presión del intradós e inyectarlo a alta velocidad en el extradós. El efecto es interesante sobre todo a ángulos de ataque altos puesto que retrasa el desprendimiento de la capa límite, con lo que se evita la entrada en pérdida a estos ángulos de ataque.

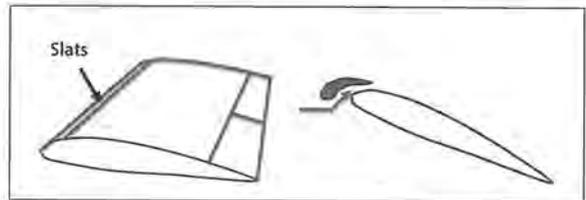


Figura 8.3.13. Slats

### Flaps

Son partes móviles del ala que giran aumentando la curvatura del ala, con lo que se consigue incrementar el  $C_{Lmax}$  y por tanto aumentar la sustentación que puede generar el avión. Se dividen entre flaps de borde de ataque y flaps de borde de salida.

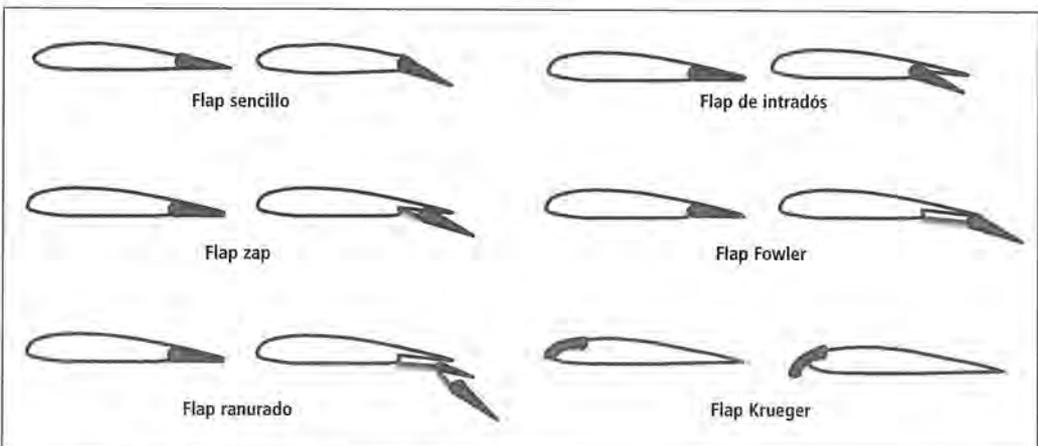


Figura 8.3.14. Tipos de flaps



Si dibujamos las curvas coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque del ala con el flap extendido y recogido, observamos el aumento del  $C_{Lmax}$ .

En el caso de los flaps de borde de ataque este aumento del coeficiente de sustentación máximo se produce sin que apenas varíe la pendiente de la curva ni el ángulo de ataque de sustentación nula, por lo que el efecto sólo se nota a ángulos de ataque elevados.

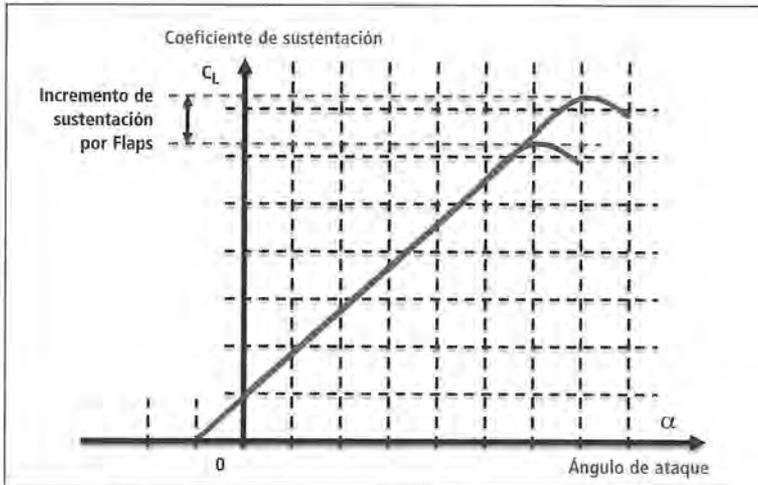


Figura 8.3.15. Diagrama de incremento del coeficiente de sustentación al desplegar los flaps de borde de ataque

En caso de los flaps de borde de salida el incremento de sustentación se produce para cualquier ángulo de ataque, lo que provoca la elevación de la curva de sustentación. Para cada ángulo de deflexión del flap, y dependiendo del tipo de flap, tendremos una curva de sustentación. Cuanto mayor es la deflexión del flap, mayor es el aumento de sustentación.

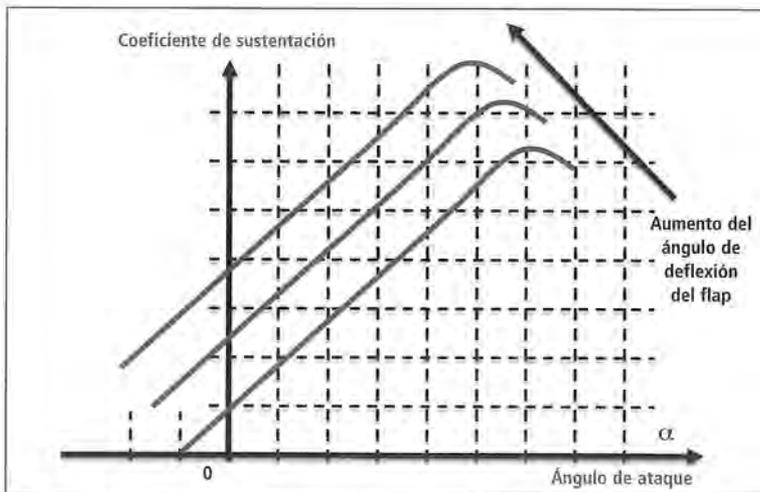


Figura 8.3.16. Incremento de la sustentación al desplegar los flaps de borde de salida

En el caso del flap Fowler y flap ranurado, las partes móviles no sólo giran, sino que también se extienden hacia atrás, con lo que aumenta la superficie del ala, contribuyendo en mayor medida al aumento de la sustentación.

### Spoilers o aerofrenos

Los spoilers no son dispositivos que aumenten la sustentación. Son dispositivos que se utilizan para el control lateral en conjunto con los alerones y como aerofreno cuando el avión se encuentra tanto en vuelo como en tierra.

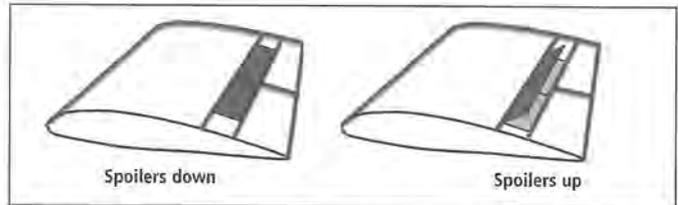


Figura 8.3.17. Spoilers

Los spoilers consisten generalmente en placas situadas en el extradós que se levantan disminuyendo la sustentación del ala. Si se utilizan sólo en un semiala, disminuyen la sustentación y aumentan la resistencia de esta, actuando como mando lateral. Utilizando los spoilers de ambas semialas a la vez actúan disminuyendo la velocidad del avión a base de aumentar la resistencia aerodinámica. En este caso también disminuyen la sustentación total del ala, lo que es deseable para que la fuerza de rozamiento de las ruedas contra el suelo durante el frenado sea mayor, haciendo más efectivos los frenos.

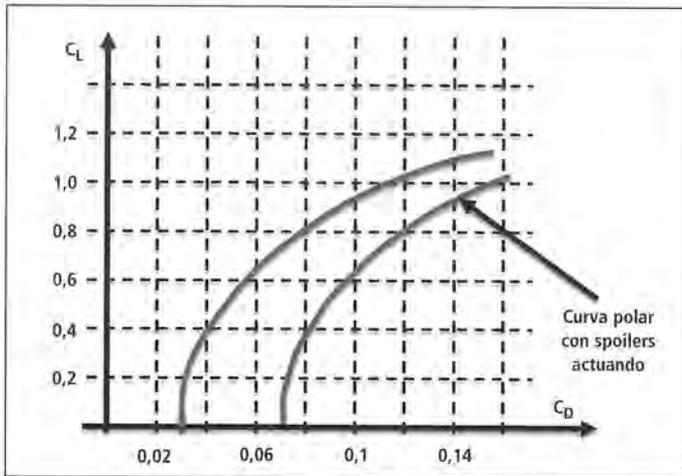


Figura 8.3.18. Aumento de la resistencia al desplegar los spoilers

### Winglets

La teoría nos dice que debido a la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós, a lo largo del ala se forman torbellinos. Además en la punta del ala, siempre se producirá un torbellino, al pasar la sección transversal del ala a cero. Este torbellino aumenta la resistencia aerodinámica del avión, tanto más cuanto mayor sea su intensidad. De este modo, si los torbellinos van reduciendo su intensidad a lo largo de la envergadura del ala, al reducirse su sección transversal y, por tanto, la diferencia de presiones, cuanto más larga sea el ala, menor será su in-



tensidad. No obstante las alas no pueden ser demasiado largas para no incrementar en demasía las cargas en la raíz.

Los winglets son extensiones de las puntas del ala que se colocan formando un ángulo elevado con el plano de ésta, de manera que el momento flector que se genera en el encastre del ala no es tan elevado como en el caso de instalar un ala de mayor envergadura. El efecto de los winglets es el de disminuir la resistencia inducida producida por la diferencia de presiones entre la superficie superior e inferior del ala. Esto lo consigue modificando la estructura de los torbellinos del borde del ala.

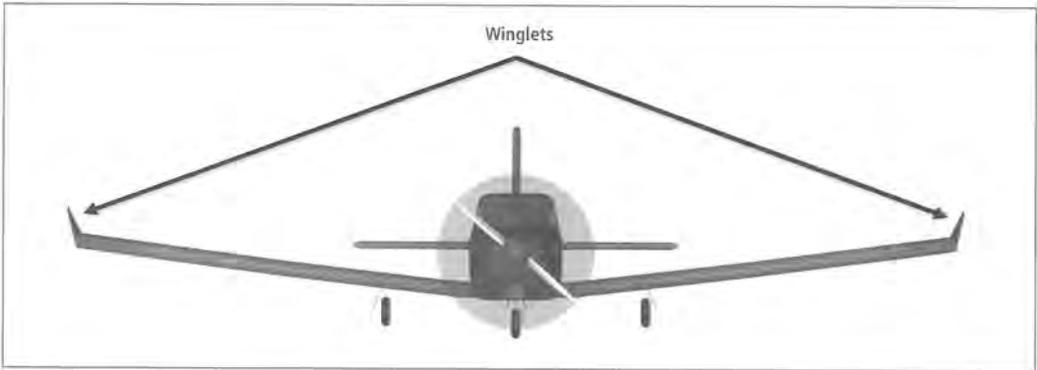


Figura 8.3.19. Winglets

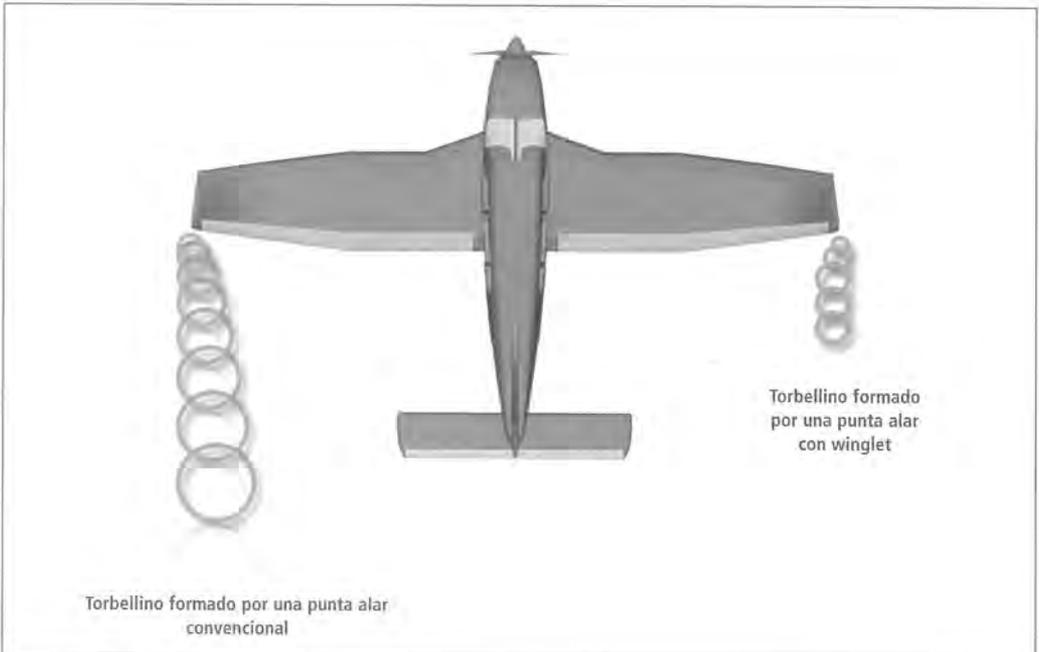


Figura 8.3.20. Torbellinos de punta alar

Los winglets permiten disminuir el consumo de combustible, aproximadamente un 4% en vuelos de más de 1.800 km, puesto que reducen la potencia de los motores sin disminuir la velocidad del avión, además aumentan el rendimiento de la aeronave con elevados ángulos de ataque.

Nota: Un efecto parecido pero mucho menos acusado se consigue con la colocación de placas verticales o depósitos de combustible en las puntas de las alas.

### Stall strips

Los stall strips o provocadores de pérdida son unos dispositivos fijos situados en el borde de ataque del ala cuya función es la de provocar que la pérdida comience a producirse en la zona próxima al fuselaje y no en las puntas del ala. Con esto se consigue que la entrada en pérdida se produzca de forma progresiva, manteniendo la operatividad de los alerones, y se disminuya el riesgo de que se produzca la entrada en barrena.

Típicamente consisten en una pequeña pieza de corte triangular, normalmente de aluminio, de unos 15 a 30 cm de longitud.

Los stall strips se instalan cuando un avión tiene unas características de entrada en pérdida muy malas que impiden que se le pueda expedir la correspondiente certificación.

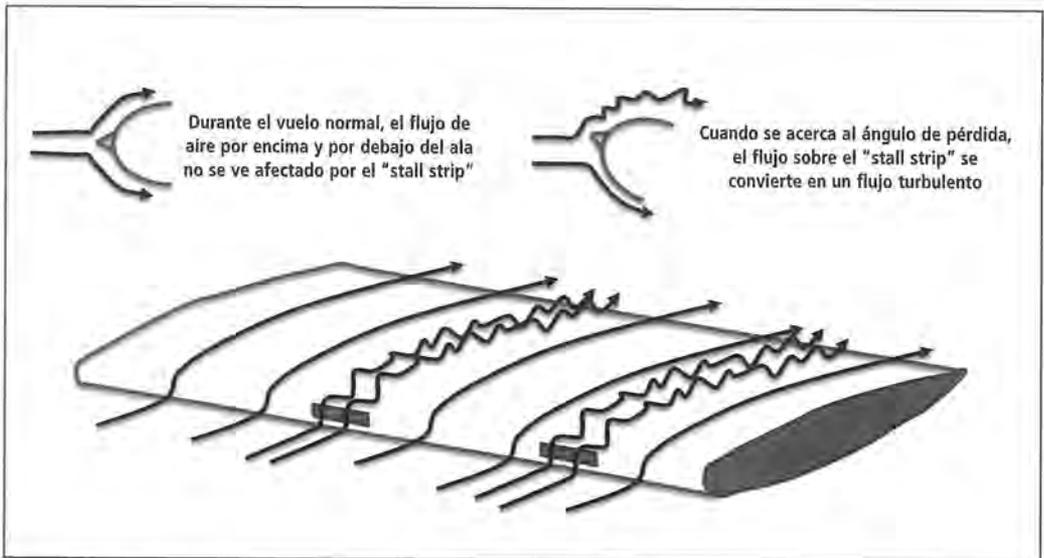


Figura 8.3.21. Stall strips





## 8.4. ESTABILIDAD Y DINÁMICA DEL VUELO

CATEGORÍA	A	B1	B2
NIVEL	1	2	2

• <b>Introducción</b>	<b>102</b>
Estabilidad estática .....	102
Estabilidad dinámica .....	103
• <b>Estabilidad longitudinal, lateral y direccional (activa y pasiva)</b>	<b>106</b>
Estabilidad estática lateral .....	108
Estabilidad dinámica lateral .....	111
Estabilidad estática longitudinal .....	113
Estabilidad dinámica longitudinal .....	115
Estabilidad direccional .....	116

## 8.4. ESTABILIDAD Y DINÁMICA DEL VUELO

### • Introducción

La 1ª Ley del Movimiento de Newton nos dice que: "Un cuerpo en reposo tiende a estar en reposo, y un cuerpo en movimiento tiende a permanecer en movimiento en línea recta salvo que se le aplique una fuerza externa". Se dice que un cuerpo está en equilibrio si no está acelerando ni decelerando: un avión está en equilibrio si está estacionado, en vuelo recto y nivelado a velocidad constante, en ascenso o descenso recto a velocidad constante. Pero, en un giro a velocidad y altura constante no está en equilibrio puesto que el avión está acelerando hacia el centro del giro.

Hasta ahora todos los cálculos realizados se basaban en una posición de equilibrio en la que el avión se encontraba. En estas condiciones el avión vuela a una determinada velocidad constante y con una actitud fija. En este capítulo vamos a ver lo que ocurre cuando sacamos de forma brusca al avión de esa posición de equilibrio por culpa de una perturbación. En cuanto a la estabilidad estática, si el avión vuelve a su posición inicial después de la perturbación de forma más o menos controlada diremos que se encontraba en una posición de equilibrio estable, pero si después de la perturbación el avión se aleja cada vez más de la posición inicial estamos ante un equilibrio inestable. Además también es importante el movimiento que se produce entre las posiciones inicial y final y que se estudiará a través de la estabilidad dinámica.

#### Estabilidad estática

La estabilidad estática es la tendencia inicial de un cuerpo para volver a una determinada posición de equilibrio, después de haber sufrido una perturbación que le ha hecho variar dicha posición.

Realizaremos una breve explicación física de estos fenómenos para poder comprenderlos mejor cuando los apliquemos a la aeronave.

Diremos que un objeto se encuentra en equilibrio cuando está en reposo o se mueve en línea recta a velocidad constante. En esta situación todas las fuerzas que actúan sobre el objeto forman un sistema de resultante nulo, es decir, las fuerzas se anulan unas a otras de manera que ninguna empuja al objeto a salir de su equilibrio. Vamos a explicar el concepto de estabilidad con el caso más sencillo de los dos en el que el objeto se encuentra en reposo.

Cogeremos como objeto una pelota que situaremos en distintos lugares y que se verá sometida sólo a la acción de la gravedad y a las fuerzas de rozamiento. En el primer caso situaremos la pelota en el interior de una esfera hueca de radio muy grande. En el segundo caso situaremos la pelota en la cumbre de una montaña y en el tercer caso situaremos la pelota en un plano horizontal. En los tres casos vamos a estudiar la estabilidad estática, es decir, la tendencia de la pelota a volver a su posición inicial tras ser obligada a abandonar dicha posición.

En los tres casos al principio tenemos la pelota en equilibrio, es decir, en reposo, y le hemos aplicado una perturbación en forma de golpe hacia la derecha que la ha hecho abandonar esa situación de reposo.

En el primer caso la pelota, al recibir la perturbación, comienza a oscilar en el interior de la esfera hasta que por efecto del rozamiento y de la fuerza de la gravedad termina ocupando la posición inicial que tenía antes de la perturbación. A esta situación se la conoce como equilibrio estable o estabilidad estática positiva, pues el objeto ha vuelto al reposo ocupando su posición



inicial. También se considera equilibrio estable si el objeto se queda oscilando alrededor de la posición inicial, por ejemplo si en este caso no existiera rozamiento.

En el segundo caso la pelota comenzará a rodar montaña abajo, acelerándose y alejándose cada vez más de la posición inicial. En este caso lo que tenemos era una posición de equilibrio inestable o estabilidad estática negativa, ya que tras la perturbación el objeto no ha vuelto a la posición inicial y además se ha quedado en movimiento.

En el tercer caso la pelota comienza a rodar por el plano hasta que por efecto del rozamiento se detiene a una cierta distancia de la posición inicial. A este caso se le conoce como equilibrio neutro o indiferente, pues el objeto acaba en reposo como al principio, pero no en la posición original.

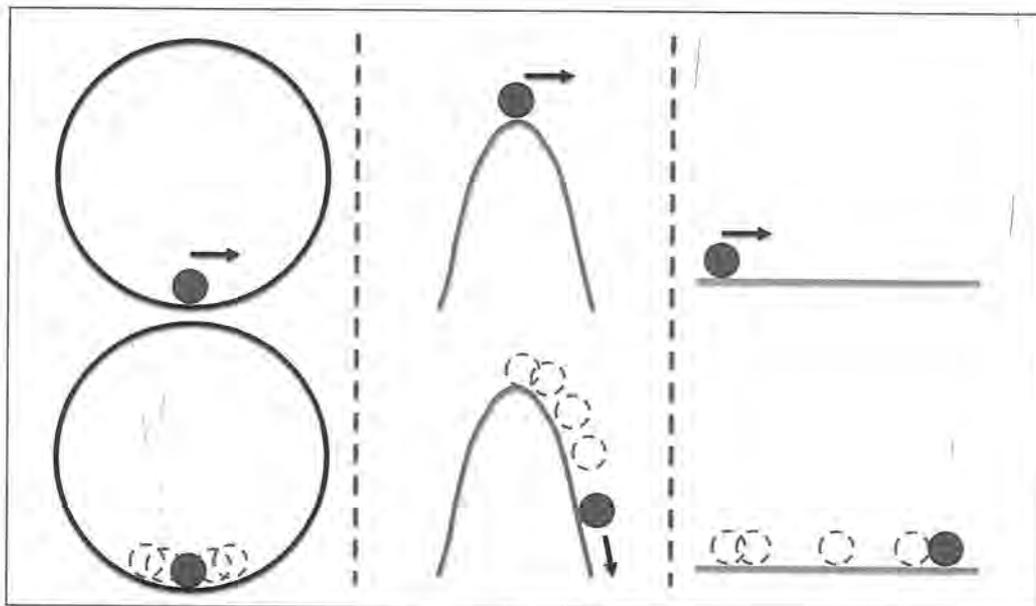


Figura 8.4.1. Estabilidad estática de una pelota en diferentes posiciones

Si asimilamos al caso de un avión, este se encontrará en equilibrio estable si al sufrir una perturbación, como por ejemplo una turbulencia, el avión se mueve hasta volver a su rumbo y nivel de vuelo inicial sin que el piloto haya maniobrado la aeronave. En caso de equilibrio inestable el avión se moverá de forma descontrolada y el piloto tendrá que maniobrar para corregir la trayectoria y conseguir volver al rumbo y nivel de vuelo inicial, siendo esta situación relativamente peligrosa.

Un ejemplo de estabilidad neutra puede darse cuando el avión sufre una racha de viento vertical. Si al finalizar la perturbación el avión sigue en vuelo horizontal y controlado pero a otro nivel de vuelo tendremos una situación de equilibrio neutro.

### Estabilidad dinámica

Existen fuerzas tendentes a recuperar la posición de equilibrio, las cuales pueden llegar a forzar al sistema a ir más allá de la posición inicial. La estabilidad dinámica es la propiedad que amortigua estas oscilaciones haciéndolas cada vez menores en intensidad.

Además, la estabilidad dinámica puede ser positiva, neutra, o negativa; positiva cuando las oscilaciones se amortiguan cada vez más hasta pararas; neutra cuando no se amortiguan; y negativa cuando se van haciendo cada vez mayores.

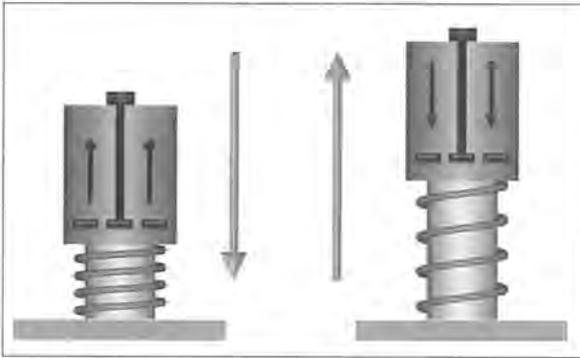


Figura 8.4.2. Amortiguador hidráulico

Un muelle es un ejemplo de estabilidad estática positiva; cuando se estira o comprime, trata de volver a su posición de equilibrio, oscilando de un lado a otro hasta encontrarla.

Un amortiguador, es un ejemplo de estabilidad dinámica positiva. Cuando se comprime, el aceite que contiene pasa a través de unos pequeños agujeros a la parte superior, suavizando el movimiento. Pero cuando el muelle tiende a recuperar la posición inicial, el aceite de la parte superior es forzado a pasar a la parte inferior a través de los mismos agujeros, suavizando el movimiento y las oscilaciones. En los dos casos, la

dificultad del aceite gracias a su viscosidad, para pasar de una a otra parte es la fuerza que se opone al movimiento del amortiguador.

Resumiendo, la estabilidad:

- Estática: se refiere a las fuerzas que se desarrollan dependiendo de la posición del sistema (muelle que reacciona cuando se le saca de su posición).
- Dinámica: se refiere a las fuerzas que se desarrollan en función de la velocidad (amortiguador que crea una fuerza proporcional al movimiento del aceite).

Así pues, la estabilidad dinámica se refiere a cómo se mueve el avión justo después de la perturbación. Estudiaremos dicha perturbación como una fuerza brusca que hace cambiar el avión de posición de forma súbita con respecto a la posición de equilibrio que tenía antes de la perturbación. Sólo nos resulta interesante estudiar la estabilidad dinámica con respecto a los casos estáticamente estables o neutros, ya que en los estáticamente inestables el avión se alejaría permanentemente de una posición de equilibrio.

Existen cuatro posibles movimientos a realizar por el avión después de la perturbación. El primer caso es en el que el avión retorna a su posición inicial o a otra posición de equilibrio sin sufrir oscilaciones. No es una situación muy habitual. Este caso es dinámicamente estable (estabilidad dinámica positiva).

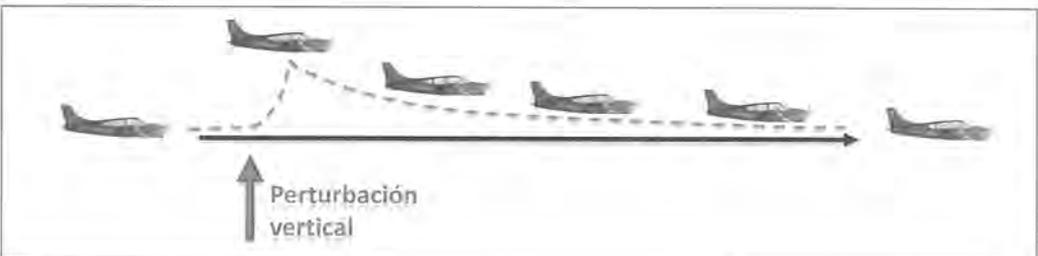


Figura 8.4.3. Modo de estabilidad no oscilatorio



El segundo caso es aquel en el que tras la perturbación el avión vuelve a la posición de equilibrio después de realizar varias oscilaciones alrededor de dicha posición. Dichas oscilaciones son cada vez menores hasta que el avión regresa a la posición de equilibrio estáticamente estable. Este caso también es dinámicamente estable (estabilidad dinámica positiva).

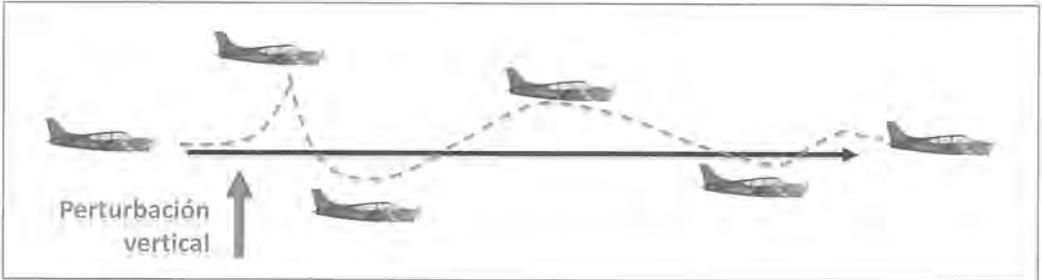


Figura 8.4.4. Modo de estabilidad con oscilaciones.

El tercer caso es el que se produce cuando las oscilaciones alrededor de la posición de equilibrio no disminuyen, sino que aumentan cada vez más dejando al avión fuera de control. Este caso es dinámicamente inestable (estabilidad dinámica negativa) pese a que la posición inicial es estáticamente estable (estabilidad estática positiva).

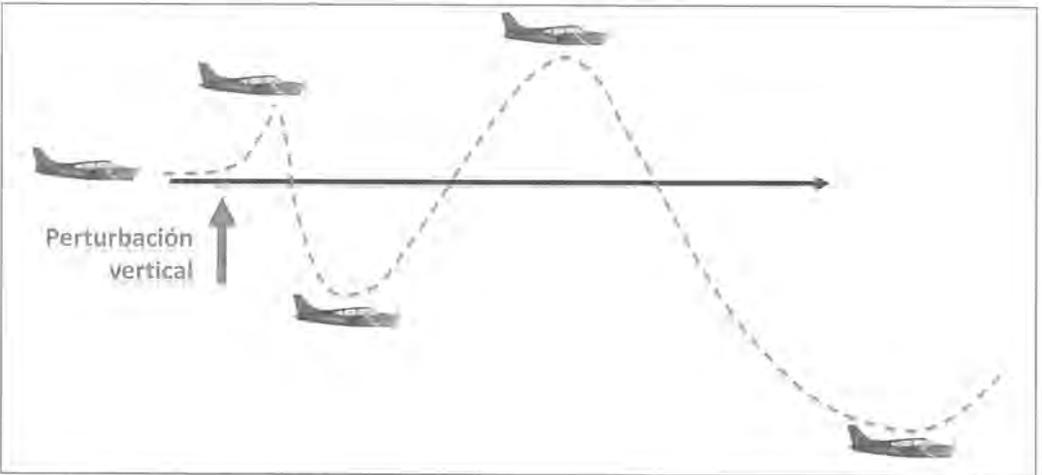


Figura 8.4.5. Modo de inestabilidad con oscilaciones.

Esta situación es similar a la que se produce cuando un objeto se somete a una fuerza variable cuya frecuencia coincide con la frecuencia de resonancia del objeto y sin la apropiada amortiguación. El caso más famoso es el de el puente militar que una vez construido se vio sometido al paso de los soldados en formación; la frecuencia de los pasos de los soldados caminando todos a la vez era similar a la frecuencia de resonancia del puente, lo que hizo que este comenzara a tener un movimiento oscilatorio con oscilaciones cada vez mayores hasta superar la resistencia de la estructura y provocar la destrucción de esta; es por esto que se ordena a los soldados romper la for-

mación cuando cruzan por estos puentes. Este efecto también se ha observado en algunos puentes famosos que bandeados por el viento han entrado en resonancia y las oscilaciones cada vez mayores los han hecho colapsar hasta su total destrucción. De estos ejemplos se deduce que este tipo de inestabilidad dinámica no es muy deseable para el movimiento del avión.

El cuarto caso es aquel en el que la perturbación provoca unas oscilaciones que no disminuyen ni aumentan, sino que se mantienen constantes alrededor de la posición de equilibrio. Tendremos estabilidad dinámica neutra.

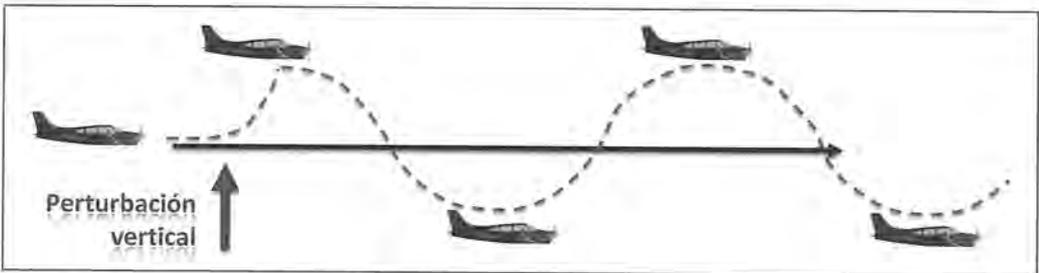


Figura 8.4.6. Modo de estabilidad neutra con oscilaciones

## • Estabilidad longitudinal, lateral y direccional (activa y pasiva)

A la hora de analizar la estabilidad del avión debemos saber que las perturbaciones pueden cambiar súbitamente la trayectoria que tenía el centro de gravedad del avión en equilibrio, pero el movimiento posterior se debe a los momentos de fuerzas que el avión genera después de la perturbación. En un avión las perturbaciones pueden ser tanto externas: una turbulencia generada por el paso reciente de una aeronave de gran tamaño o una ráfaga de viento; como internas: el giro producido por el piloto al pisar el mando del timón de dirección o la descompensación del avión de combate al soltar una bomba de gran tamaño que llevaba en el ala.

Cuando el avión está en equilibrio todas las fuerzas se encuentran compensadas en módulo, dirección y punto de aplicación. Por ejemplo, podemos suponer en vuelo horizontal que la sustentación es igual en módulo y dirección al peso, pero de sentido contrario, y el empuje es igual en módulo y dirección a la resistencia, pero de sentido contrario, y además todas estas fuerzas están aplicadas en el centro de gravedad del avión, con lo que al estar el sistema equilibrado, el movimiento continúa rectilíneo y uniforme.

Sin embargo, cuando se produce la perturbación es posible que el punto de aplicación de las fuerzas aerodinámicas cambie, lo que dará lugar a un par de fuerza que hará que el avión gire alrededor de sus ejes. Este giro provocará que las fuerzas cambien de dirección y esto llevará al cambio de trayectoria del avión.

En conclusión, las perturbaciones causan, además de un desplazamiento puntual del centro aerodinámico del avión, un giro del avión alrededor del centro de masas. Este giro o cambio de actitud del avión es el que provoca los cambios de trayectoria que hemos visto en los dibujos del apartado anterior. Para analizar dicho giro es conveniente descomponerlo en sus componentes en las tres dimensiones, por lo que asignaremos tres ejes al avión que se describirán a continuación.

Los tres ejes tendrán como origen de coordenadas el centro de gravedad del avión. El eje longitudinal es un eje situado en el plano horizontal y en el plano de simetría del avión y su sentido



positivo es hacia el morro del avión; generalmente se conoce como eje "X" para la realización de cálculos. El eje lateral es perpendicular al anterior en el plano horizontal y dirigido hacia la semiala derecha; se conoce como eje "Y". El eje normal es perpendicular a ambos y su sentido positivo se dirige hacia abajo; es el eje "Z". Los tres ejes forman un sistema de ejes a derechas y cada eje forma un triedro a derechas con los otros dos.

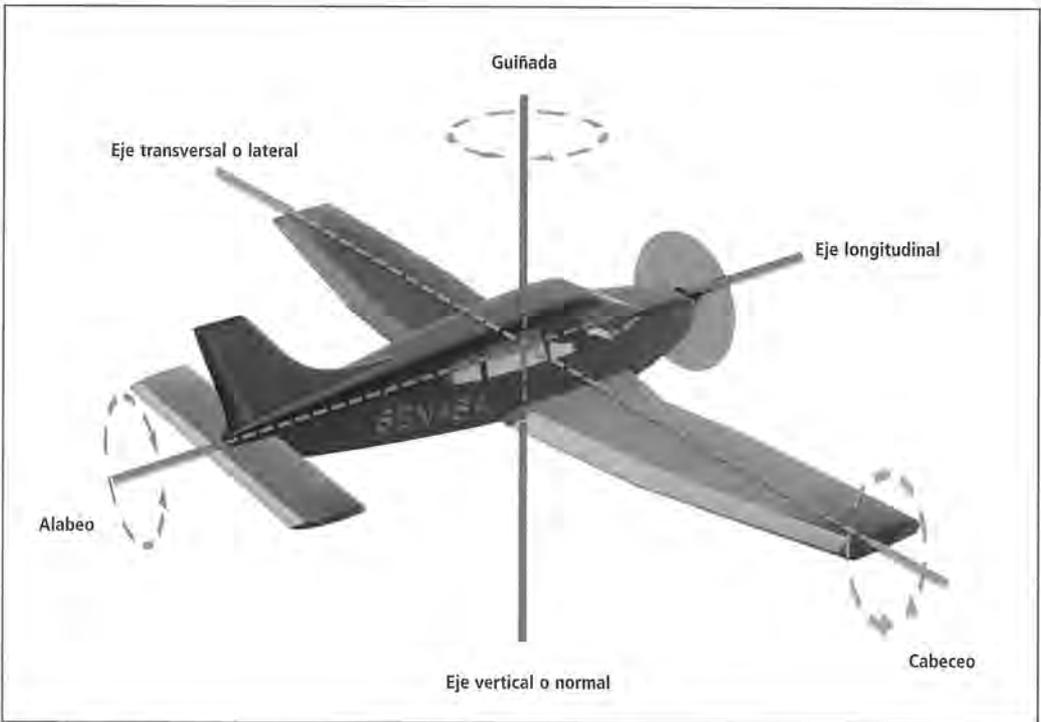


Figura 8.4.7. Ejes ligados al avión y movimiento sobre ellos

Los movimientos de rotación que puede tener el avión según estos ejes son:

- **Cabeceo:** giro alrededor del eje lateral. Se conoce como "Pitch" en inglés. Tiene que ver con la estabilidad longitudinal. De este modo la estabilidad longitudinal es la habilidad inherente del avión para recuperarse de una perturbación que ha causado un giro no deseado alrededor del eje lateral.
- **Alabeo:** giro alrededor del eje longitudinal. Se conoce como "Roll" en inglés. Tiene que ver con la estabilidad lateral. De este modo la estabilidad lateral es la habilidad inherente del avión para recuperarse de una perturbación que ha causado un giro no deseado alrededor del eje longitudinal.
- **Guiñada:** giro alrededor del eje normal. Se conoce como "Yaw" en inglés. Tiene que ver con la estabilidad direccional. De este modo la estabilidad direccional es la habilidad inherente del avión para recuperarse de una perturbación que ha causado un giro no deseado alrededor del eje normal.

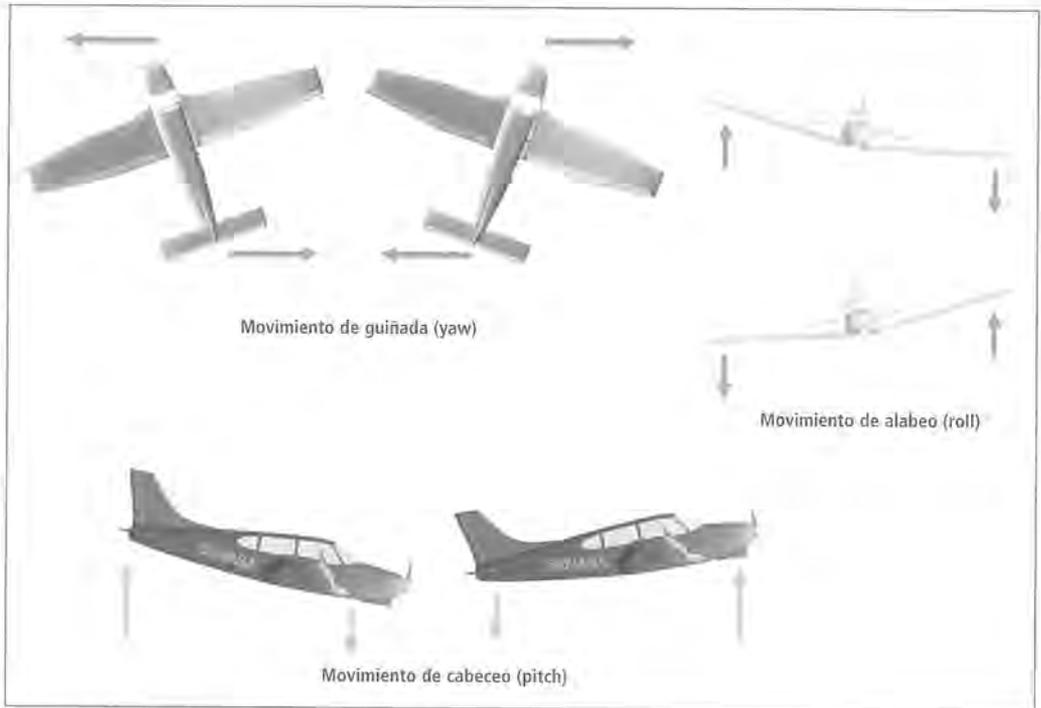


Figura 8.4.8. Giros posibles del avión alrededor de sus ejes

Antes de comenzar a estudiar la estabilidad según cada uno de estos movimientos es conveniente señalar que dicho estudio tiene como finalidad el diseño de especiales características para conseguir que esa capacidad inherente de la aeronave de volver a la posición de forma controlada sea la que nosotros queramos. Por ejemplo, en una aeronave de pasajeros interesa conseguir que esta estabilidad aportada por el avión sea lo mayor posible para evitar que el piloto tenga que corregir con maniobras bruscas, o que la inestabilidad produzca movimientos agresivos que molesten a los pasajeros o que puedan poner en peligro la seguridad estructural del avión. Sin embargo puede ser interesante que las aeronaves acrobáticas o los aviones de combate que vuelan a altas velocidades sean dinámicamente inestables para aumentar su maniobrabilidad.

### Estabilidad estática lateral

Como ya sabemos la estabilidad lateral es la capacidad del avión de recuperarse de una perturbación que provoca un giro del avión alrededor de su eje longitudinal. Ante tal perturbación el avión debería generar un alabeo que vuelva a nivelar las alas del avión.

Hay que tener en cuenta que el giro producirá un cambio en la dirección de la sustentación y por tanto también se generará un giro de guiñada alrededor del eje normal. Por tanto es necesario tener en cuenta estas interacciones entre alabeo y guiñada a la hora de diseñar un avión estable.

Comenzaremos con la estabilidad lateral estática analizando cómo se va colocando el avión desde el momento de la perturbación.



Justo después de la perturbación el avión comenzará a girar alrededor del eje longitudinal. Después de la perturbación nos encontramos un giro que hace que una semiala suba y la otra baje.

La semiala que sube ve la corriente de aire libre debido al vuelo del avión además de una componente vertical hacia abajo como consecuencia de que el ala va hacia arriba. Es por esto que el ángulo de ataque con que la semiala se enfrenta a la corriente de aire es menor que antes de la perturbación. Debido a esto la sustentación de la semiala disminuye.

La semiala que baja ve la corriente de aire libre además de una componente vertical hacia arriba como consecuencia de que el ala va hacia abajo. Es por esto que el ángulo de ataque con que la semiala se enfrenta a la corriente de aire es mayor que antes de la perturbación. Debido a esto la sustentación de la semiala aumenta.

Esta diferencia de sustentación entre las semialas genera un momento que tira del avión en sentido contrario a la perturbación frenando el giro. Una vez que se frena el giro de nuevo se equilibra la sustentación de las semialas quedando el avión en equilibrio pero con un cierto ángulo de alabeo. En esta posición el desequilibrio de fuerzas provoca un movimiento de resbalamiento en el que la semiala en posición baja se encuentra adelantada.



Figura 2.4.9. Comportamiento del avión ante una perturbación.

Este es el momento en el que los elementos del avión deben contribuir a la estabilización de la aeronave nivelando las semialas.

El método más eficaz para devolver el avión a una posición de equilibrio se basa en dotar a las semialas de un cierto ángulo positivo con respecto al plano horizontal. A este ángulo se le conoce como diedro.

Gracias a esto la semiala adelantada (la que se encuentra en posición baja) tiene un ángulo de ataque superior con respecto al flujo de aire relativo al avión que la semiala retrasada (la que se encuentra en posición elevada). Debido a lo anterior, la sustentación en la semiala en posición baja aumenta por encima de la sustentación en la otra semiala, lo que genera un momento de fuerzas que hace girar al avión hasta nivelar las alas. Una vez niveladas las alas se reequilibran las fuerzas y desaparece el resbalamiento, recuperándose completamente la posición de equilibrio.

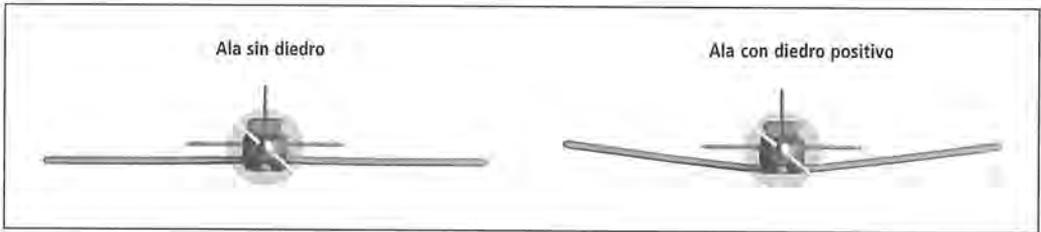


Figura 8.4.10. Diedro

El ángulo que deben formar las semialas con el plano horizontal, lo que podríamos llamar cantidad de diedro, depende del tipo de aeronave y de otras características que favorecen la estabilidad estática lateral. Todo se debe diseñar de forma conjunta ya que tampoco es conveniente un ángulo de diedro excesivo, como se verá cuando analicemos la estabilidad dinámica lateral.

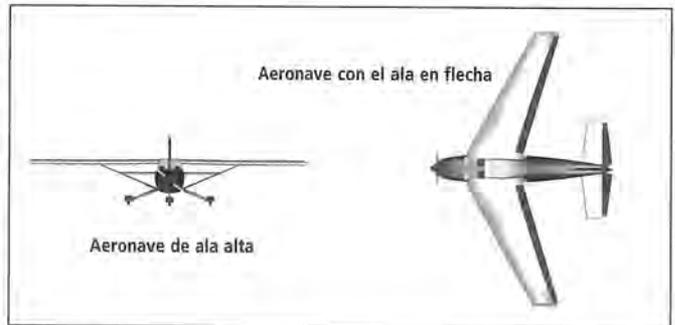


Figura 8.4.11. Aeronave de ala alta y aeronave con flecha

Dotar a las semialas de flecha o situar el ala en la parte superior del fuselaje, ayuda a esta estabilidad. La flecha incrementa la sustentación de la semiala adelantada aumentando el efecto del diedro a la hora de devolver el avión a su posición de equilibrio. La posición alta de ala sitúa el centro de gravedad muy bajo, lo que también incrementa el efecto del diedro.

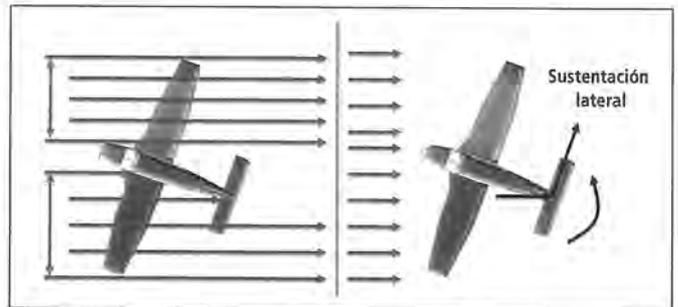


Figura 8.4.12. Efecto del fuselaje y del estabilizador vertical

Además de su contribución a la estabilidad, dotar a las alas de flecha permite volar a las aeronaves a velocidades superiores sin que se produzca el paso a régimen supersónico en el extradós del ala (entrada en régimen de vuelo transónico). La forma de los perfiles hace que la corriente de aire se acelere en el extradós del ala a una velocidad superior a la de la corriente libre. Debido a esto, cuando el avión vuela a velocidades altas (entorno a los 850 km/h) el aire en el extradós del ala puede superar la velocidad del sonido, provocándose ondas de choque que aumentan excesivamente la resistencia aerodinámica. Esto se evita dotando de flecha a las alas, de manera que la velocidad del aire se descompone en dirección perpendicular al borde de ataque y paralelo a este, disminuyendo la velocidad a la que se enfrenta el perfil en un factor igual al seno del ángulo de la flecha.



Los otros dos efectos importantes son los debidos a la superficie vertical de cola y al fuselaje. Durante el resbalamiento la corriente de aire entra con cierto ángulo a la superficie vertical de cola generando un momento de fuerzas lateral que tiende a corregir el resbalamiento. También durante el resbalamiento el fuselaje tapa parte de la corriente de aire que entra en la semiala que se encuentra retrasada (semiala que está elevada) con lo que la superficie efectiva de la semiala que recibe la corriente es menor y por tanto la sustentación generada es menor en esta semiala, lo que provoca un momento de giro (alrededor del eje longitudinal) que ayudará a nivelar las semialas.

Generalmente la estabilidad va reducida con la maniobrabilidad, es decir, a mayor estabilidad menor maniobrabilidad y viceversa. Como ya hemos dicho en algunas aeronaves que vuelan a altas velocidades, puede ser interesante la pérdida de estabilidad para aumentar la capacidad de realizar giros muy cerrados o maniobras bruscas. Para esto se utiliza el diedro negativo en el que el ángulo que forman las alas con el plano horizontal es negativo.

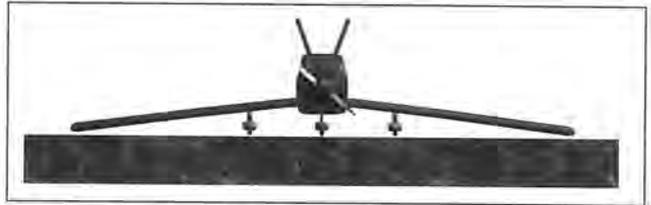


Figura 8.4.13. Aeronave con diedro negativo

En este caso la sustentación del semiala adelantada (la que se encuentra en posición baja) disminuye, lo que provoca que el giro incremente su intensidad.

Esta característica se suele dar en aeronaves muy rápidas y en las que se busca una alta maniobrabilidad, como las avionetas acrobáticas o los aviones militares de combate.

### Estabilidad dinámica lateral

Una vez analizada la estabilidad estática pasamos a analizar cómo será el movimiento posterior del avión desde la perturbación hasta que se vuelve al equilibrio.

Los efectos que hemos visto de alabeo, guiñada y resbalamiento se acoplan durante el movimiento posterior determinando la estabilidad dinámica del avión. Si las características de estabilidad del avión son suficientes, el avión recuperará un equilibrio estable de forma controlada. Si estas características no son suficientes, las complejas interacciones entre los tres movimientos señalados anteriormente provocarán una inestabilidad que puede ser de alguno de los tres tipos siguientes:

- Divergencia direccional (Directional divergence).
- Divergencia espiral (Spiral divergence).
- Balanceo del holandés (Dutch Roll).

La divergencia direccional puede darse como consecuencia de una perturbación en guiñada. Además una fuerza adicional actúa en el avión mientras se encuentra en la posición de guiñada que curvará la trayectoria. Si en estas circunstancias el avión tiene estabilidad estática lateral, la divergencia direccional ocurrirá sin que el avión se ladee, continuando el avión con la trayectoria curva debido al resbalamiento.

La divergencia espiral se suele dar cuando la estabilidad estática direccional es mucho mayor que la estabilidad estática lateral. Un ejemplo son algunos aviones militares antiguos, que tenían un estabilizador vertical de cola enorme y no tenían diedro positivo significativo. En este caso ante una perturbación que gire el avión según el eje longitudinal, el movimiento se producirá según lo descrito anteriormente, es decir, el avión girará, se frenará el giro, se quedará alabeado y se

producirá resbalamiento por el desequilibrio de fuerzas. En este momento el efecto de la fuerza lateral sobre el estabilizador vertical de cola provocará que el avión tienda a perder rápidamente el resbalamiento sin haber dado tiempo a nivelar las semialas, entonces el desequilibrio de fuerzas volverá a producir resbalamiento que será rápidamente corregido de nuevo por la fuerza lateral sobre el estabilizador vertical sin que de nuevo haya dado tiempo a nivelar las semialas. El efecto se repetirá indefinidamente alejando al avión de la trayectoria deseada a menos que el piloto maniobre para evitarlo.

El balanceo del holandés es el caso opuesto al anterior. Aquí la estabilidad lateral estática es muy grande (debido a un ángulo diedro significativo) comparada con la estabilidad direccional. Es un modo de inestabilidad oscilatorio que se produce a consecuencia de una perturbación que hace girar el avión según al eje normal (giro de guiñada).

Tras el giro de guiñada la sustentación de las semialas se desequilibra provocándose un movimiento de alabeo en el mismo sentido. El efecto de la estabilidad direccional hará guiñar el avión en sentido contrario al original y el momento de fuerza que se opone al alabeo habrá frenado e incluso corregido dicho giro. Como ahora el avión está guiñado hacia el otro lado se producirá un alabeo hacia ese lado, repitiéndose el proceso anterior. Como consecuencia el avión irá guiñando a derecha e izquierda a la vez que se balancea de un lado a otro. Ambos movimientos tienen la misma frecuencia pero en distinta fase.

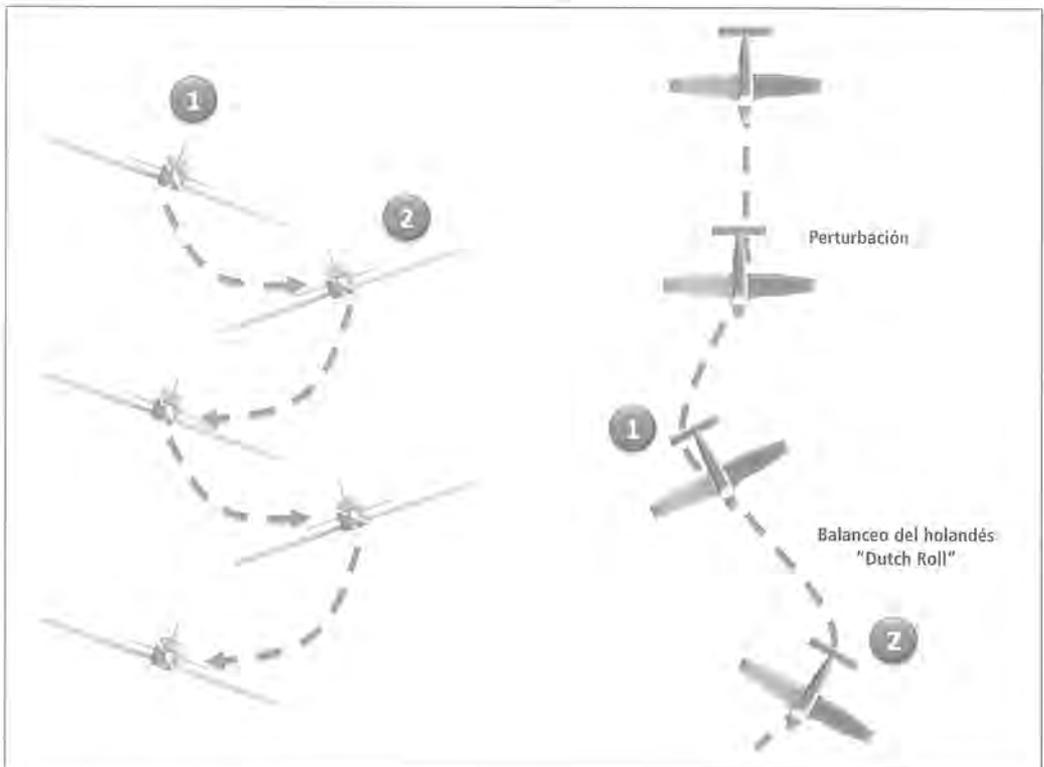


Figura 8-4 14 Balanceo del holandés



## Estabilidad estática longitudinal

La estabilidad estática longitudinal se refiere a la capacidad del avión para recuperar el ángulo de ataque preestablecido después de una perturbación que ha provocado el cabeceo del avión.

En el caso de que la perturbación provoque la subida del morro, por ejemplo una ráfaga vertical de viento hacia arriba, las consecuencias serán las siguientes:

- En primer lugar se produce un incremento del ángulo de ataque del avión.
- El centro de presión (punto de aplicación de la sustentación) se adelanta.
- El desequilibrio entre los puntos de aplicación de la sustentación y del peso provoca un momento de fuerzas que hace que el avión levante aún más el morro.

En esta situación el avión tiende a levantar cada vez más el morro volviéndose de este modo inestable.

En el caso de que la perturbación provoque la bajada del morro los efectos posteriores serán los siguientes:

- Se produce un decremento del ángulo de ataque del avión.
- El centro de presión se atrasa.
- El desequilibrio entre los puntos de aplicación de la sustentación y del peso provoca un momento de fuerzas que hace que el avión baje aún más el morro.

En esta situación el avión tiende a bajar cada vez más el morro con lo cual la situación de nuevo es inestable.

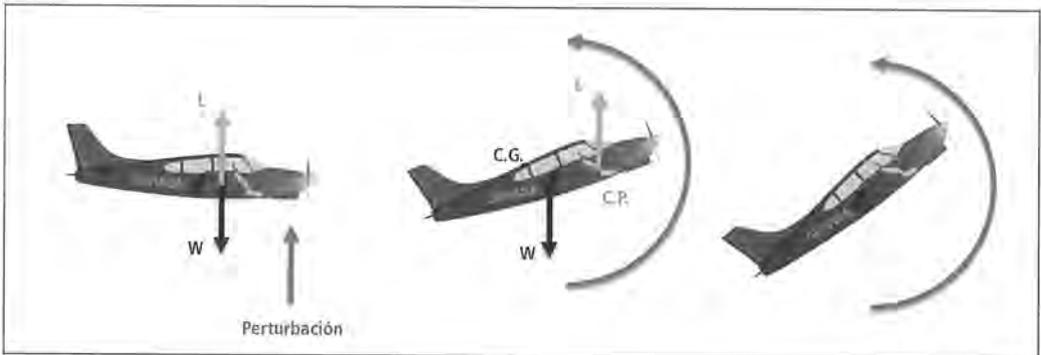


Figura 8.4.15. Inestabilidad longitudinal

Para que el avión sea estáticamente estable se deben producir fuerzas aerodinámicas después de la perturbación que se opongan al giro inicial y que sean de suficiente magnitud como para devolver al avión a su ángulo de ataque normal.

Estas fuerzas aerodinámicas que dotan de estabilidad longitudinal las produce el estabilizador horizontal de cola. La corriente de aire produce una fuerza de sustentación en el estabilizador horizontal que genera un momento que se opone al momento de fuerzas de sustentación y peso. Este momento generado por el estabilizador horizontal debe ser superior al creado por la sustentación y el peso para poder devolver al avión a su ángulo de ataque normal.

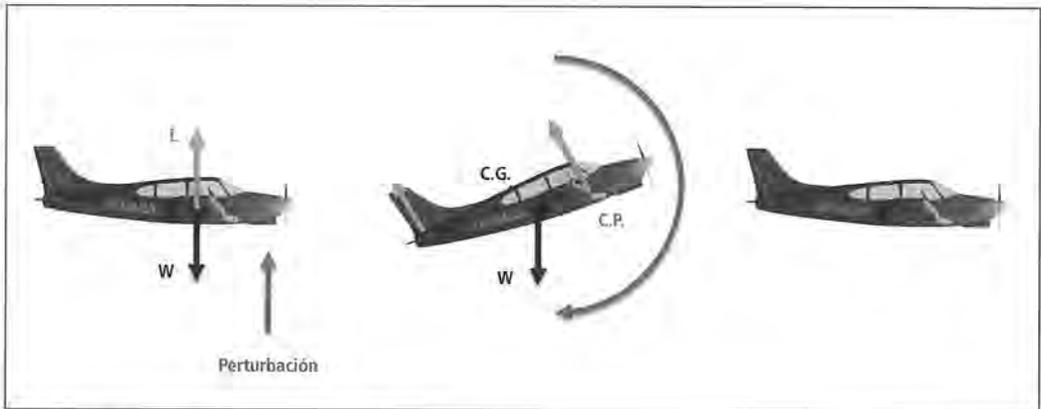


Figura 8.4.16. Efecto del estabilizador horizontal

Nota: Para mejorar las características de pérdida, los aviones se diseñan usualmente tal que el estabilizador horizontal de cola tenga menor ángulo de incidencia que las alas. Esta diferencia de ángulos de incidencia entre superficies aerodinámicas recibe el nombre de decalaje.

Este momento que restaura la posición de equilibrio del avión depende del tamaño del estabilizador horizontal, de su distancia al centro de gravedad del avión y de la capacidad de dicha superficie horizontal de generar sustentación (por la forma de sus perfiles o por la movilidad de estos).

Dadas las características del estabilizador horizontal, su capacidad de generar dicho momento restaurador es limitada, por lo que habrá que controlar el momento máximo que van a producir la sustentación y el peso. Esto se hace mediante la correcta distribución de la carga de pago y del combustible.

Debido a lo anterior es muy importante que al cargar el avión el centro de masas de éste se encuentre dentro de los límites preestablecidos en la documentación de diseño de la aeronave.

De colocar el centro de gravedad fuera de estos límites puede resultar que el avión se vuelva inestable y se pierda el control al producirse una perturbación.

En condiciones normales el ala del avión se sitúa con respecto al fuselaje en una posición tal que el centro aerodinámico se encuentre por detrás del centro de gravedad.

Esta posición del centro aerodinámico tiene una función estabilizadora. En caso de ráfaga vertical el avión tenderá a encabritar, y el incremento de ángulo de ataque provocará un aumento de sustentación.

Si el centro aerodinámico está retrasado, la sustentación generará un momento que se opondrá al encabritado contribuyendo al aumento de estabilidad longitudinal. Si el centro aerodinámico está adelantado, el aumento de sustentación provocará un momento de fuerzas que contribuirá aún más al encabritado.

La mayoría de los aviones tienen el Centro de Gravedad adelantado con respecto al Centro Aerodinámico. El Centro de Gravedad de cada avión viene tabulado por el fabricante, lo mismo que sus límites de desplazamiento, la carga máxima permitida, etc.

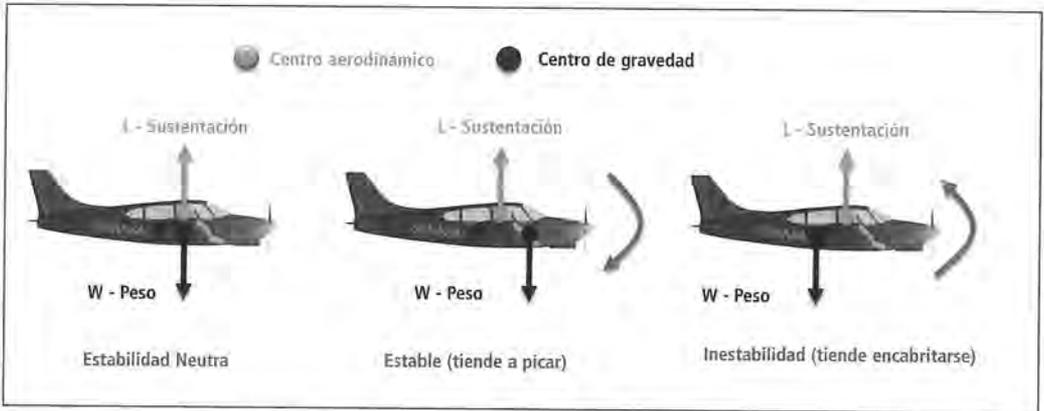


Figura 8.4.17. Estabilidad longitudinal en función de C.A. y del C.G.

### Estabilidad dinámica longitudinal

El comportamiento longitudinal del avión tras una perturbación puede ser de dos tipos.

El primer modo es un modo fugoide con amplias oscilaciones en el plano vertical. El largo periodo de las oscilaciones (del orden de un minuto) provoca cambios importantes en la velocidad y en la altitud del avión mientras que el ángulo de ataque permanece prácticamente constante.

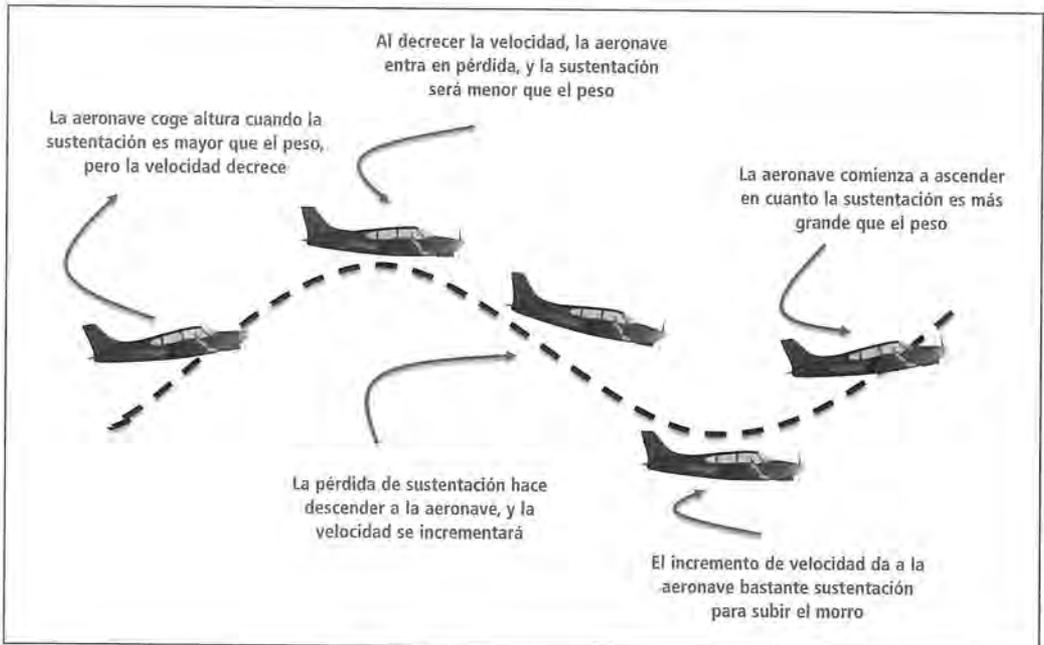


Figura 8.4.18. Estabilidad longitudinal. Modo fugoide

El periodo de las oscilaciones es tan largo que el piloto tiene tiempo suficiente para corregir el comportamiento del avión con pequeños movimientos de los mandos. Es por esto que este modo no es muy peligroso.

En el segundo modo los movimientos se producen a una frecuencia relativamente alta. El avión recupera su posición de equilibrio rápidamente. No se producen variaciones apreciables de velocidad ni de altitud de vuelo pero sí del ángulo de ataque.

Si se produce inestabilidad la situación se vuelve peligrosa ya que las oscilaciones pueden provocar un aumento del factor de carga por encima de la resistencia estructural de la aeronave. Además provoca muchas molestias a los pasajeros.

### Estabilidad direccional

La estabilidad direccional es la habilidad del avión para volver a su posición de equilibrio después de una perturbación que provoca un giro de guiñada (alrededor del eje normal).

Como ya hemos visto dicha estabilidad no es independiente ya que los acoplamientos de movimientos hacen que los de guiñada vayan ligados a la aparición de movimientos de alabeo y de resbalamiento.

Estos acoplamientos ya han sido estudiados con anterioridad, por lo que ahora nos centraremos en lo que ocurre sólo con el giro de guiñada.

Tras la perturbación, la inercia del avión tiende a mantener a este girando. Además el hecho de que la parte de fuselaje por delante del centro de gravedad sea normalmente mayor que por detrás contribuye a que la corriente de aire lo empuje aumentando aún más al giro.

El efecto de la flecha es estabilizante en caso de que la flecha sea hacia atrás, ya que el ala adelantada presenta más superficie a la corriente, con lo que la resistencia de ese ala aumenta y tira del ala hacia atrás. Si la flecha es hacia delante el efecto es desestabilizante.

El elemento que más influye en la estabilidad direccional es el estabilizador vertical. Al enfrentarse a la corriente con un cierto ángulo produce una sustentación horizontal que se opone al giro. La capacidad de devolver el avión a su posición de equilibrio será mayor cuanto mayor sea la superficie del estabilizador vertical y cuanto mayor sea su distancia al centro de gravedad del avión.

En algunos aviones con problemas de estabilidad direccional, sobre todo en los cazabombarderos de mediados del siglo XX, se colocó una aleta dorsal en la parte superior del fuselaje que contribuía a la generación de fuerzas laterales. Estas fuerzas laterales proporcionaban una mayor estabilidad direccional a la aeronave.

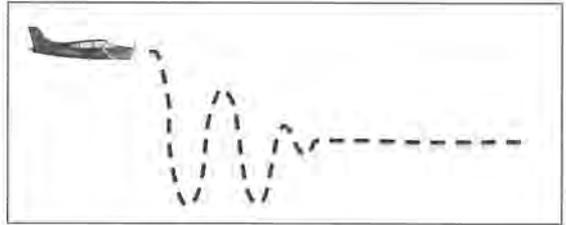


Figura 8.4.19. Estabilidad longitudinal. Modo de corta-período

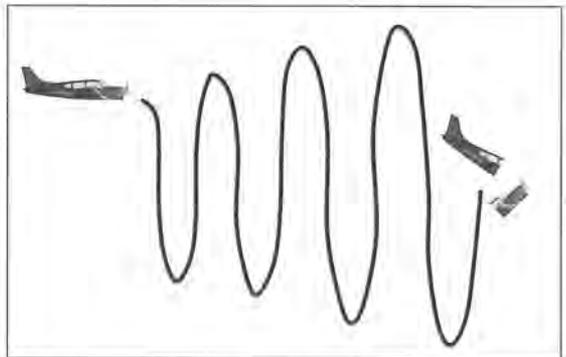


Figura 8.4.20. Inestabilidad longitudinal

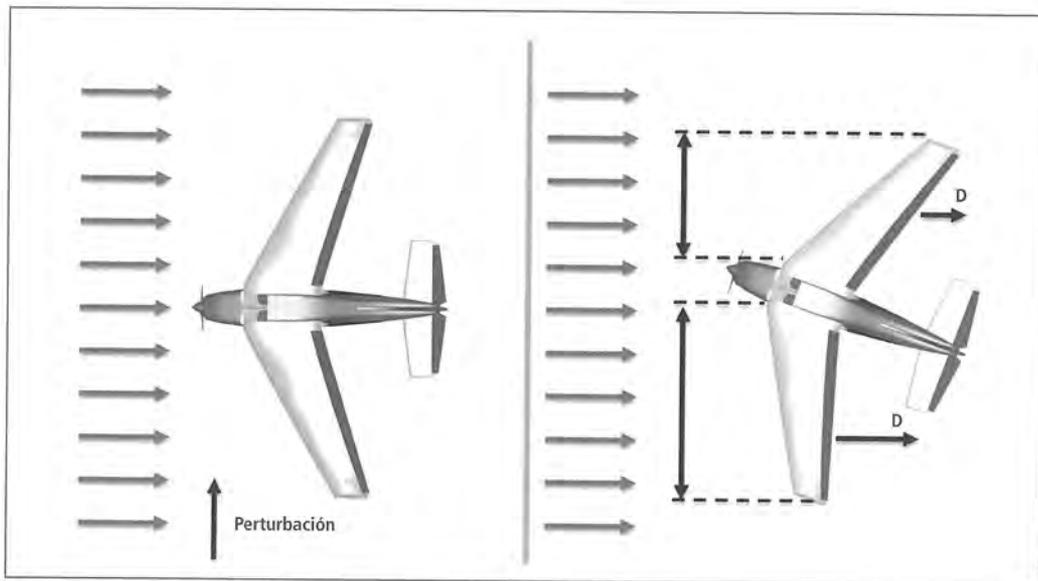


Figura 8.4.21. Efecto de la flecha en la estabilidad direccional



## APÉNDICE I: SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL

• A1.1 Superficies primarias	120
• A1.2 Compensadores	123
• A1.3 Superficies secundarias	124

## APÉNDICE I: SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL

No sólo se pretende que un avión vuele, además es necesario que este vuelo sea controlado; que el avión se mueva respondiendo a nuestras órdenes. Para lograr el control y la sustentación se emplean superficies aerodinámicas, denominándose:

- Primarias: a las que proporcionan control.
- Secundarias: a las que modifican la sustentación.

Las superficies de mando y control modifican la aerodinámica del avión provocando un desequilibrio de fuerzas, al cambiar de magnitud. Estos desequilibrios, hacen que el avión se mueva sobre uno o más de sus ejes, incremente la sustentación, o aumente la resistencia.

### • A1.1 Superficies primarias

Son superficies aerodinámicas móviles que al accionarse a través de los mandos, modifican las fuerzas aerodinámicas generadas por la aeronave, provocando el giro de esta sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: alerones, timón de profundidad y timón de dirección. El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas tres superficies.



Figura A.1.1. Alerones

Los alerones son unas superficies móviles, que provocan el movimiento de alabeo del avión sobre su eje longitudinal, y se encuentran situadas en la parte posterior del extremo de cada ala; ya que en esta parte el par de fuerza ejercido es mayor. Los alerones se accionan girando el volante de control (cuernos) a la izquierda o la derecha, o en algunos aviones moviendo la palanca de mando (joystick) a la izquierda o la derecha.

Tienen un movimiento asimétrico, es decir, al girar el volante hacia un lado, el alerón del ala de ese lado

sube y el del ala contraria baja, ambos en un ángulo de deflexión proporcional a la cantidad de giro dado al volante. El alerón arriba implica menor curvatura en esa parte del ala y por tanto menor sustentación, lo cual provoca que esa ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación lo que hace que esa ala suba. Esta combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende.

Supongamos por ejemplo que queremos realizar un movimiento de alabeo a la derecha: giramos el volante a la derecha; el alerón del ala derecha sube y al haber menos sustentación esa ala desciende; por el contrario, el alerón abajo del ala izquierda provoca mayor sustentación en esa ala y que esta ascienda.

El timón de profundidad es la superficie situada en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión, y su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arri-

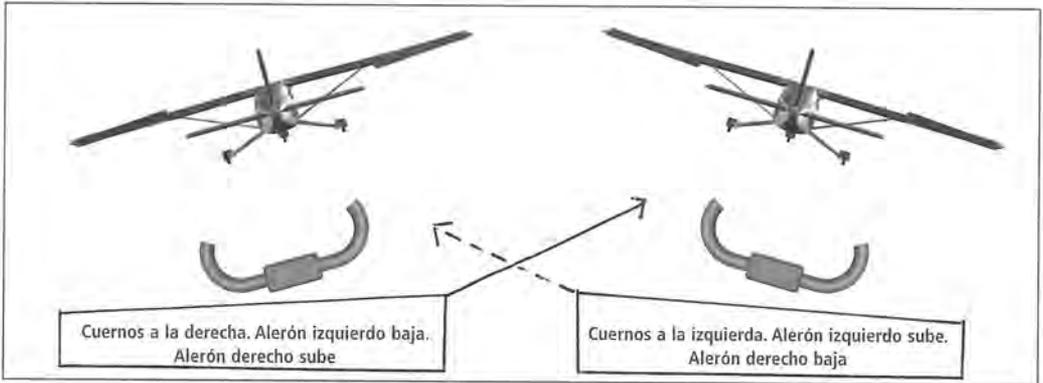


Figura A.1.2. Funcionamiento de los alerones

ba o morro abajo) sobre su eje transversal. Como ya sabemos, el movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque. En algunos aviones, el empenaje horizontal de cola es de una pieza haciendo las funciones de estabilizador horizontal y de timón de profundidad. El timón de profundidad es accionado por el piloto empujando o tirando del volante o la palanca de control, y suele tener una deflexión máxima de  $40^\circ$  hacia arriba y  $20^\circ$  hacia abajo.



Figura A.1.3 Timón de profundidad

Al tirar del volante de control, el timón sube mientras que al empujarlo baja. El timón arriba produce menor sustentación en la cola, lo que implica que esta baja y por tanto el morro sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, lo que implica que esta sube y por tanto el morro baja (menor ángulo de ataque). De esta manera se produce el movimiento de cabeceo del avión y por extensión la modificación del ángulo de ataque.

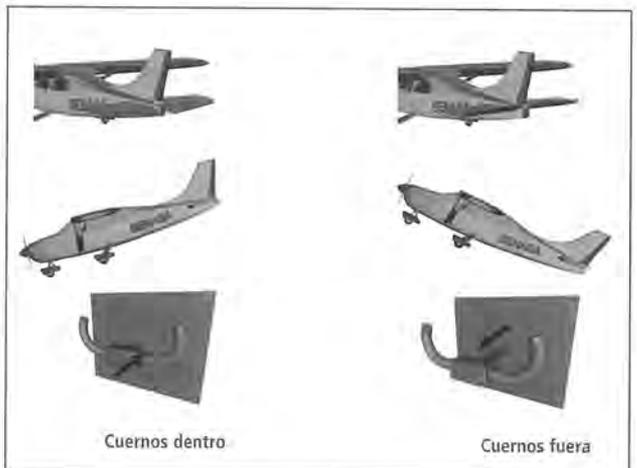


Figura A.1.4. Funcionamiento del timón de profundidad



Figura A.1.5. Timón de dirección

terior del empenaje vertical de la cola del avión. Su movimiento provoca el movimiento de guiñada del avión sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace girar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Su deflexión máxima suele ser

de  $30^\circ$  a cada lado. Esta superficie se maneja mediante unos pedales situados en el suelo de la cabina.

Al pisar el pedal derecho, el timón de dirección gira hacia la derecha, provocando una reacción aerodinámica en la cola que hace que esta gire a la izquierda, y por tanto el morro del avión gire (guiñada) hacia la derecha. Al pisar el pedal izquierdo, sucede lo contrario: timón a la izquierda, cola a la derecha y morro a la izquierda.

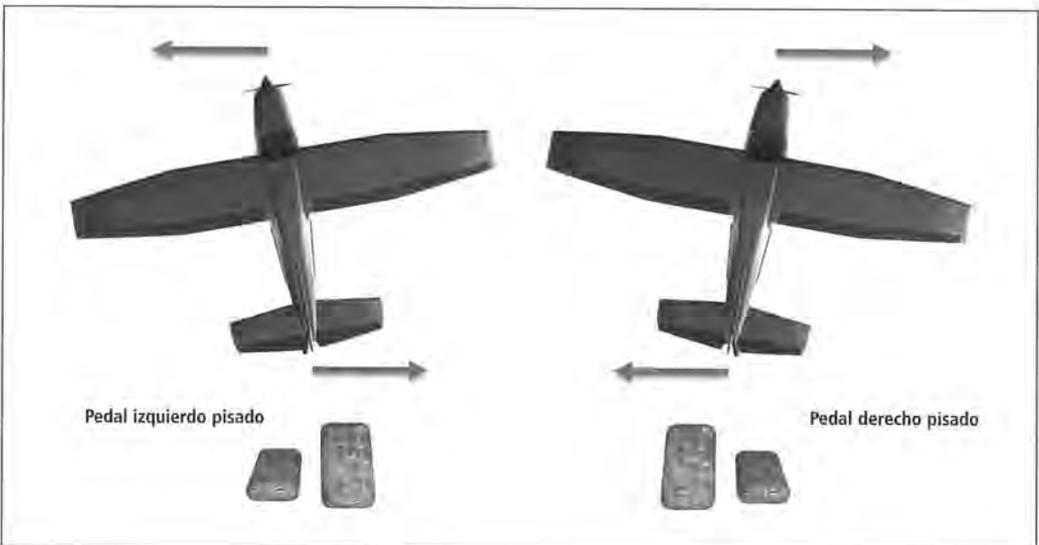


Figura A.1.6. Funcionamiento del timón de dirección

Resumiendo, el manejo de los mandos de control:

- Cuernos o joystick a la derecha implica alabeo a la derecha.
- Cuernos o joystick a la izquierda implica alabeo a la izquierda.
- Cuernos o joystick hacia delante implica morro abajo (menor ángulo de ataque).
- Cuernos o joystick hacia atrás implica morro arriba (mayor ángulo de ataque).
- Pisar el pedal derecho implica guiñada a la derecha.
- Pisar el pedal izquierdo implica guiñada a la izquierda.



Nota: al pisar con las puntas de los pies los 2 pedales a la vez, se frena la aeronave.

Al basarse los mandos de control en principios aerodinámicos, es obvio que:

La efectividad de los mandos de control es menor a bajas velocidades que a altas velocidades, puesto que su funcionamiento se basa en principios aerodinámicos.

Para que el funcionamiento de las superficies de control sea más efectivo, con menor movimiento de la superficie y menos esfuerzo, éstas se disponen lo más alejadas del centro de gravedad del avión.

## • A1.2 Compensadores

Mediante los mandos que actúan sobre las superficies de control se consigue la actitud de vuelo deseada, pero no podemos estar presionando los pedales o sujetando los mandos durante horas para mantener el avión en la posición deseada; para evitar esto, el avión dispone de compensadores. Estos mecanismos permiten que las superficies de control se mantengan en una posición fijada por el piloto, liberándolo de realizar continuamente esta tarea. Los compensadores se denominan según la función o superficie a la que se aplican: de dirección, de alabeo, o de profundidad.

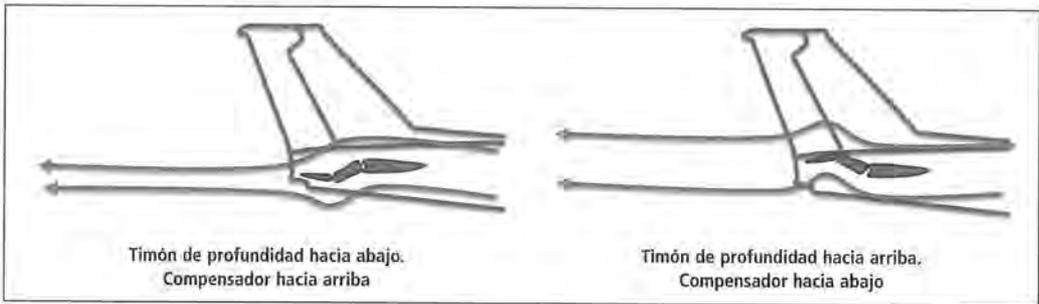


Figura A.1.7. Compensador de profundidad

Los compensadores o aletas compensadoras son unas superficies aerodinámicas de pequeño tamaño que se mueven en sentido contrario al de la superficie de mando principal en la que se encuentran montadas, manteniéndola a la misma en la posición deseada.

Supongamos que un viento lateral tiende a desviar el avión hacia la derecha, el piloto puede corregir el efecto del viento (deriva) presionando el pedal izquierdo; para no tener que estar presionando constantemente el pedal, puede girar la rueda del compensador de dirección hacia la izquierda; y así, la aleta compensadora se moverá hacia la derecha, obligando al timón de dirección a desplazarse un poco a la izquierda. Manteniéndose así deflexado, el avión habrá corregido su desviación y el piloto no estará obligado a presionar constantemente el pedal.

Supongamos ahora que queremos mantener una actitud de subida, o de bajada, o compensar en profundidad, el piloto puede girar hacia adelante o hacia atrás la rueda del compensador de profundidad (normalmente es una rueda) hasta que ya no necesite empujar o tirar de los cuernos de mando.

Otro ejemplo es, cuando exista una gran diferencia de peso de combustible entre las dos alas, el avión tenderá a llevar un plano más caído que el otro, es entonces cuando podrá accionarse el compensador de alabeo.

## • A1.3 Superficies secundarias

Se puede disminuir la velocidad mínima que sostiene a un avión en vuelo mediante:

- el control de la capa límite,
- modificando la curvatura del perfil,
- aumentando la superficie alar.

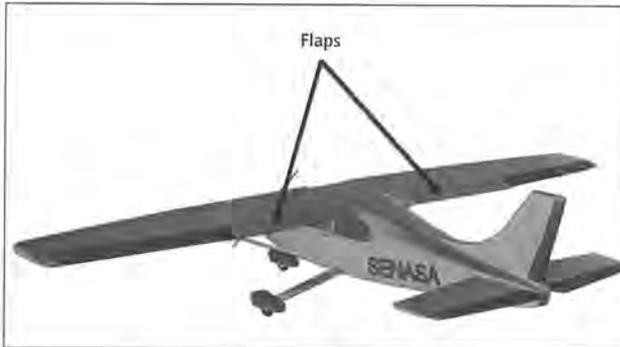


Figura A.1.8. Flaps.

Los flaps son dispositivos hipersustentadores; que aumentan la sustentación del avión cuando este vuela a velocidades inferiores que aquellas para las cuales se ha diseñado el ala. Se encuentran en la parte interior trasera de las alas. Se deflecan hacia abajo de forma simétrica (ambos a la vez), en diferentes ángulos, así se puede cambiar la curvatura del perfil del ala (más pronunciada en el extradós y menos pronunciada en el intradós), la superficie alar (en algunos tipos de flap) y el ángulo de incidencia, todo lo cual aumenta la sustentación (y también la resistencia).

Se accionan normalmente mediante una palanca, mediante un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de calaje ( $10^\circ$ ,  $15^\circ$ , etc.). Las posiciones de la palanca equivalen a los grados que bajan los flaps. Normalmente las deflexiones de hasta  $15^\circ$  aumentan la sustentación con poca resistencia adicional, pero deflexiones mayores incrementan la resistencia en mayor proporción que la sustentación. El número de posiciones de flaps así como los grados que corresponden a cada una de ellas varía de un avión a otro.

Los efectos que producen los flaps son:

- Aumentan la sustentación.
- Aumentan la resistencia.

Las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras.

Recordemos que las superficies primarias nos permiten mantener el control de la trayectoria del avión, pues las secundarias, se utilizan para modificar la sustentación del avión y hacer más fáciles muchas maniobras. Las superficies secundarias son: flaps, slats y spoilers o aerofrenos.

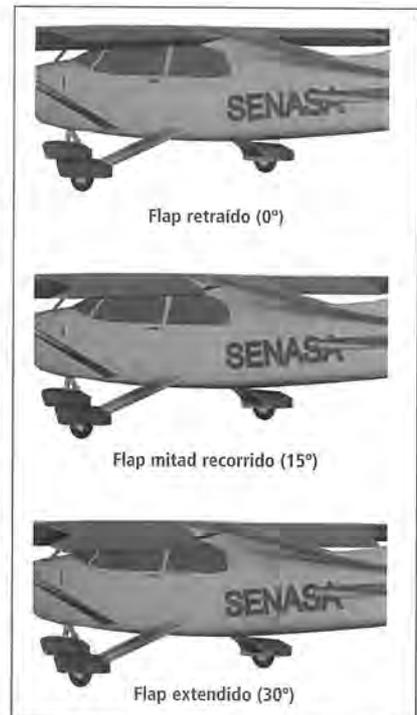


Figura A.1.9. Ángulos de extensión de los flaps



- Dan la posibilidad de volar a velocidades más bajas sin entrar en pérdida.
- Se necesita menor longitud de pista en despegues y aterrizajes.
- La senda de aproximación se hace más pronunciada.
- Crean una tendencia a picar.

Los slats son superficies hipersustentadoras situadas en la parte anterior del ala, que al deflectarse canalizan hacia el extradós una corriente de aire de alta velocidad, la cual aumenta la sustentación, permitiendo alcanzar mayores ángulos de ataque sin entrar en pérdida.

Generalmente se utilizan en grandes aviones, para aumentar la sustentación en operaciones a baja velocidad (aterrizajes y despegues), aunque también hay modelos de aviones ligeros que disponen de ellos.

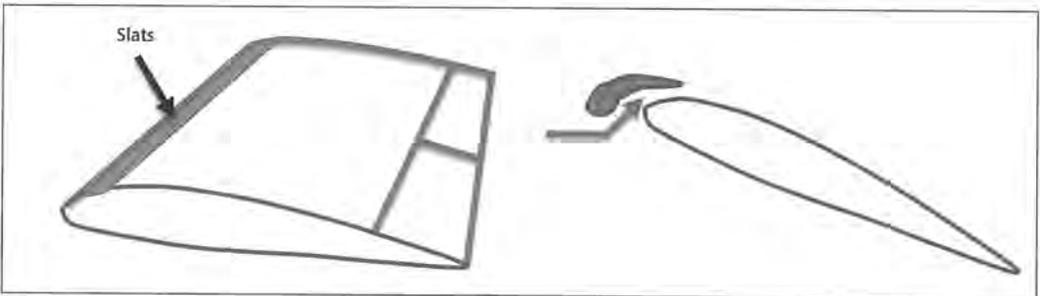


Figura A.1.10. Slats

Normalmente su despliegue y repliegue se realiza de forma automática; mientras la presión ejercida sobre ellos es suficiente los slats permanecen retraídos, pero cuando esta presión disminuye hasta un determinado nivel (cerca de la velocidad de pérdida) los slats de despliegan de forma automática. Por lo que se debe tener cuidado debido al súbito incremento o disminución (según se extiendan o replieguen) de la sustentación en velocidades cercanas a la pérdida.

El objetivo de los spoilers o aerofrenos es disminuir la sustentación del avión. Así pues, se emplean en reactores que desarrollan altas velocidades y sirven para frenar el avión en vuelo, perder velocidad y facilitar el aterrizaje, ayudar a frenar en tierra, y en algunos aviones como complemento de los alerones para el control lateral y los virajes en vuelo.

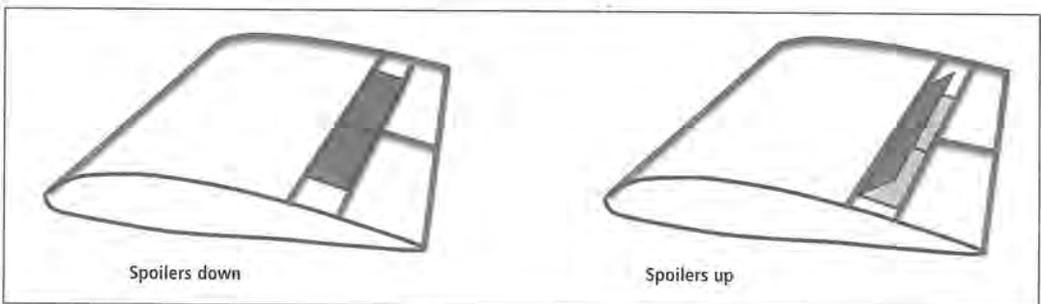


Figura A.1.11. Spoilers o aerofrenos

Las superficies secundarias (flaps, slats, spoilers) siempre funcionan en pareja y de forma simétrica, es decir el accionamiento del mando correspondiente provoca el mismo movimiento (abajo o arriba) de las superficies en las dos alas (excepto en los movimientos de los spoilers complementando a los alerones). Como afectan a la sustentación, a la forma del perfil, y a la superficie alar, el que funcione una superficie y su simétrica no, puede suponer un grave inconveniente. Además, tienen un límite de velocidad, a partir del cual no se pueden accionar, puesto que provocarían daños estructurales. Otro inconveniente es el despliegue inadvertido de alguna de estas superficies en vuelo. Todo esto ha obligado a mejorar los diseños, incorporando elementos que eviten su accionamiento a velocidades inadecuadas.

Puesto que estas superficies tienen mucha envergadura; están más alejadas de los mandos que las controlan, y además soportan una presión mucho mayor que en un avión ligero, se necesita una fuerza extraordinaria para mover dichas superficies, este es el motivo por el cual en los aviones comerciales, todas estas superficies (primarias y secundarias) se mueven por medios eléctricos e hidráulicos.