

AERODINÁMICA

PRINCIPIOS BASICOS

1.2 PRINCIPIOS AERODINAMICOS.

Aerodinámica es la parte de la mecánica de fluidos que estudia los gases en movimiento y las fuerzas o reacciones a las que están sometidos los cuerpos que se hallan en su seno. A la importancia propia de la aerodinámica hay que añadir el valor de su aportación a la aeronáutica. De acuerdo con el *número de Mach* o velocidad relativa de un móvil con respecto al aire, la aerodinámica se divide en *subsónica* y *supersónica* según que dicho número sea inferior o superior a la unidad.

Hay ciertas leyes de la aerodinámica, aplicables a cualquier objeto moviéndose a través del aire, que explican el vuelo de objetos más pesados que el aire. Para el estudio del vuelo, es lo mismo considerar que es el objeto el que se mueve a través del aire, como que este objeto esté inmóvil y es el aire el que se mueve (de esta última forma se prueban en los túneles de viento prototipos de aviones).

Es importante que el piloto obtenga el mejor conocimiento posible de estas leyes y principios para entender, analizar y predecir el rendimiento de un aeroplano en cualesquiera condiciones de operación. Los aquí dados son suficientes para este nivel elemental, no pretendiéndose una explicación ni exhaustiva ni detallada de las complejidades de la aerodinámica.

1.2.1 Teorema de Bernoulli.

Daniel Bernoulli comprobó experimentalmente que "la presión interna de un fluido (líquido o gas) decrece en la medida que la velocidad del fluido se incrementa", o dicho de otra forma "*en un fluido en movimiento, la suma de la presión y la velocidad en un punto cualquiera permanece constante*", es decir que $p + v = k$.

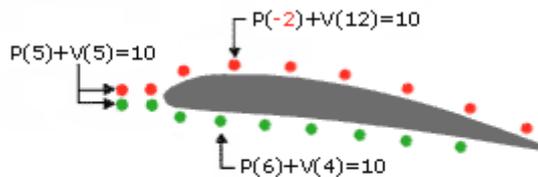


Fig.1.2.1 - Teorema de Bernoulli.

Para que se mantenga esta constante k , si una partícula aumenta su velocidad v será a costa de disminuir su presión p , y a la inversa.

El teorema de Bernoulli se suele expresar en la forma $p + 1/2 dv^2 = constante$, denominándose al factor p presión estática y al factor $1/2 dv^2$ presión dinámica.(1)

$$p + 1/2 dv^2 = k; \quad 1/2 dv^2 = pd$$

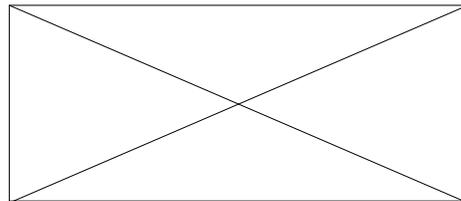
p =presión en un punto dado. d =densidad del fluido. v =velocidad en dicho punto.
 pd =presión dinámica.

Se puede considerar el teorema de Bernoulli como una derivación de la ley de conservación de la energía. El aire está dotado de presión p , y este aire con una densidad d fluyendo a una velocidad v contiene energía cinética lo mismo que cualquier otro objeto en movimiento ($\frac{1}{2} dv^2$ =energía cinética). Según la ley de la conservación de la energía, la suma de ambas es una constante: $p + (\frac{1}{2}dv^2) = \text{constante}$. A la vista de esta ecuación, para una misma densidad (asumimos que las partículas de aire alrededor del avión tienen igual densidad) si aumenta la velocidad v disminuirá la presión p y viceversa.

Enfocando este teorema desde otro punto de vista, se puede afirmar que en un fluido en movimiento la suma de la presión estática pe (la p del párrafo anterior) más la presión dinámica pd , denominada presión total pt es constante: $pt=pe+pd=k$; de donde se infiere que si la presión dinámica (velocidad del fluido) se incrementa, la presión estática disminuye.

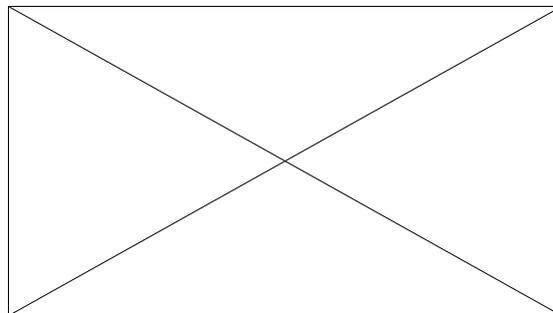
En resumen, que si las partículas de aire aumentan su velocidad será a costa de disminuir su presión y a la inversa, o lo que es lo mismo: *para cualquier parcela de aire, alta velocidad implica baja presión y baja velocidad supone alta presión.*

Esto ocurre a velocidades inferiores a la del sonido pues a partir de esta ocurren otros fenómenos que afectan de forma importante a esta relación.



1.2.2 Efecto Venturi.

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



1.2.3 3ª Ley del movimiento de Newton.

Para cada fuerza de acción hay una fuerza de reacción igual en intensidad pero de sentido contrario.

1.2.4 Porqué vuelan los aviones.

Un objeto plano, colocado un poco inclinado hacia arriba contra el viento, produce sustentación; por ejemplo una cometa. Un perfil aerodinámico, es un cuerpo que tiene un diseño determinado para aprovechar al máximo las fuerzas que se originan por la variación de velocidad y presión cuando este perfil se sitúa en una corriente de aire. Un ala es un ejemplo de diseño avanzado de perfil aerodinámico.

Veamos que sucede cuando un aparato dotado de perfiles aerodinámicos (alas) se mueve en el aire (dotado de presión atmosférica y velocidad), a una cierta velocidad y con determinada colocación hacia arriba ([ángulo de ataque](#)), de acuerdo con las leyes explicadas.

El ala produce un flujo de aire en proporción a su ángulo de ataque (a mayor ángulo de ataque mayor es el estrechamiento en la parte superior del ala) y a la velocidad con que el ala se mueve respecto a la masa de aire que la rodea; de este flujo de aire, el que discurre por la parte superior del perfil tendrá una velocidad mayor ([efecto Venturi](#)) que el que discurre por la parte inferior. Esa mayor velocidad implica menor presión ([teorema de Bernoulli](#)).

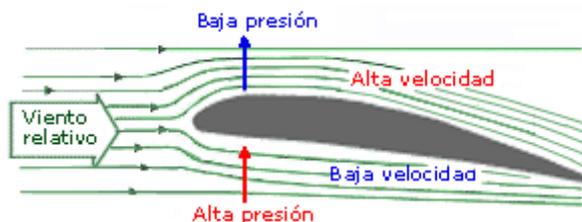


Fig.1.2.3 - Presión vs. Velocidad.

Tenemos pues que la superficie superior del ala soporta menos presión que la superficie inferior. Esta diferencia de presiones produce una fuerza aerodinámica que empuja al ala de la zona de mayor presión (abajo) a la zona de menor presión (arriba), conforme a la [Tercera Ley del Movimiento de Newton](#).

Pero además, la corriente de aire que fluye a mayor velocidad por encima del ala, al confluir con la que fluye por debajo deflcta a esta última hacia abajo, produciéndose una fuerza de reacción adicional hacia arriba. La suma de estas dos fuerzas es lo que se conoce por [fuerza de sustentación](#), que es la que mantiene al avión en el aire.

Como hemos visto, la producción de sustentación es un proceso continuo en el cual cada uno de los principios enumerados explican una parte distinta de este proceso. Esta producción de sustentación no es infinita, sino que como veremos

en capítulos posteriores [\(1.7.3\)](#) tiene un límite.

1.2.5 Discutible.

A estas alturas y la vista de los ingenios mecánicos que vemos volar, cada vez más grandes y desarrollando mayores velocidades, se podría deducir que la mayoría de las cuestiones relativas a la aerodinámica son más que conocidas. Seguramente, a nivel de modelos y ecuaciones matemáticas así es, porque de otra forma no sería posible el espectacular desarrollo de la aeronáutica. Pero otra cuestión distinta es cuando se trata de ofrecer una visión desde el punto de vista de la física, al menos una visión fácilmente comprensible para los que no poseemos los arcanos de esta ciencia.

Existen a este respecto al menos dos puntos de vista, a veces enfrentados y en ocasiones con virulencia, que reclaman para sí la explicación más coherente, cuando no la "única", sobre el proceso de sustentación. Uno de ellos se apoya principalmente en el teorema de Bernoulli (baja presión encima del ala y alta presión debajo del ala) mientras que el otro se basa en las leyes de Newton (el flujo de aire deflectado hacia abajo "downwash" produce una reacción hacia arriba). Ambas explicaciones no son tan incompatibles como a veces quieren hacernos creer, y aunque mi conocimiento de la física es muy limitado, lo que el sentido común me dicta después de haber leído unos cuantos artículos al respecto es que posiblemente se trate de puntos de vista distintos, dos formas diferentes de simplificar un único suceso complicado. Aunque el tema es excitante excede el propósito de este "manual", no obstante a los interesados en profundizar en el mismo les recomiendo visitar algunas de las páginas propuestas en [enlaces de interés](#).

Si conviene destacar varias y severas equivocaciones usualmente asociadas con la explicación "bernoulliana" respecto a la producción de sustentación que enfrentadas con los hechos y con pruebas realizadas, transforman esta explicación en un sistema de malentendidos. Para evitar confusiones conviene contrastar algunos detalles:

Se mantiene a veces, que un ala produce sustentación debido a que la forma del perfil (curvado por arriba y plano por abajo) obliga al aire que pasa por encima a recorrer más distancia que el que pasa por debajo con el fin de recombinarse con este en el borde de salida, cosa que solo puede hacerse, lógicamente, a mayor velocidad. Resulta atractivo ¿verdad?.

Esta teoría implica: primero, que es necesario que un perfil tenga diferencia de curvatura entre su parte superior e inferior (mayor longitud en la parte superior), y segundo, que la parcela de aire dividida por el perfil recorra este por arriba y por abajo en el mismo tiempo para encontrarse en la parte posterior de dicho perfil. Veamos lo que muestra el mundo real:

- Las fotografías tomadas en tuneles de viento a perfiles sustentadores revelan que la capa de aire que recorre la parte superior (a pesar de la mayor distancia) lo hace en un tiempo sensiblemente menor que la capa que recorre la parte inferior, además de que ambas no vuelven a coincidir

en el borde de salida, quedan permanentemente divididas. Todo esto se produce incluso en perfiles planos.

- En vuelo invertido la forma del perfil del ala es más curvada por abajo que por arriba y sin embargo produce sustentación.
- Algunas alas finas y curvadas tienen la misma longitud por ambos lados del perfil, como por ejemplo las montadas en algunos planeadores o el ala usada por los hermanos Wright en su primer aeroplano. Esta era delgada, muy curvada y algo cóncava por la parte inferior. No tenía diferencia significativa de curvatura entre la parte superior e inferior y sin embargo producía sustentación debido a los mismos principios que las alas de hoy en día.
- Las alas diseñadas para aviones de alta velocidad y aeroplanos acrobáticos (Pitts, Decathlon) mantienen un perfil simétrico (misma curvatura arriba y abajo) y vuelan perfectamente, sin olvidar que otros perfiles simétricos (timones, estabilizadores, etc...) operan bajo los mismos principios aerodinámicos. Es más, la NASA ha experimentado exóticos perfiles "supercríticos" que son casi planos por arriba y curvados por abajo.

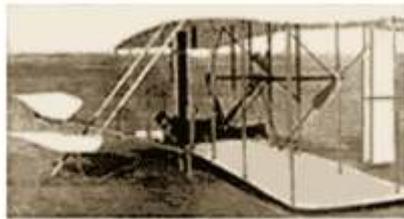


Fig.1.2.4 - El "Flyer" de los Wright.

¿Adónde nos lleva esto?. A que aunque el principio de Bernoulli es correcto, los principios reseñados de por qué vuela un avión son válidos independientemente de la simetría o asimetría del perfil y de la diferencia de curvatura entre las superficies superior e inferior. Si la sustentación dependiera únicamente de la forma del ala, puesto que esta forma no cambia con el vuelo, no habría forma de variar la sustentación; el aeroplano solo soportaría su peso a una velocidad determinada y además sería inestable e incontrolable. Veremos más adelante como el piloto regula la sustentación mediante el control del ángulo de ataque y la velocidad. De no ser así, los hermanos Wright no hubieran podido volar, ni se mantendrían en el aire los aviones de alta velocidad, los acrobáticos o los planeadores.

Para terminar, decir que los diseños de alas curvadas y con diferencia de curvatura entre la parte superior e inferior responden a razones eminentemente prácticas, pues estos perfiles mejoran la sustentación y tienen mejores características ante la pérdida ([Ver 1.3.2](#))

Sumario:

- Según Bernoulli, alta velocidad implica baja presión y viceversa.
- Venturi demostró que un fluido al pasar por un estrechamiento es

acelerado.

- A una fuerza de acción se le opone otra de reacción de igual intensidad pero de sentido contrario, dice la 3ª Ley del Movimiento de Newton.
- Un ala es muy efectiva cambiando la velocidad del aire: el que fluye por encima es acelerado mientras que el que fluye por debajo es retardado; incluso aunque el que pase por arriba tenga un camino más largo, alcanzará el borde de salida antes que el que pasa por abajo.
- La disminución de presión por encima del ala es mucho más pronunciada que el aumento de presión por debajo de la misma.
- Cada parcela de aire sufre un cambio temporal en su velocidad al ser incidida por el ala; al alcanzar el borde de salida tenderá a recuperar la velocidad del aire libre.
- Un ala moviéndose a través del aire produce un flujo circulatorio proporcional al ángulo de ataque y la velocidad con que incide sobre este aire. Este flujo circulatorio es más rápido por la parte superior que por la inferior del ala. La diferente velocidad produce diferente presión y esta presión diferencial produce sustentación.
- La deflexión hacia abajo del flujo de aire en el borde de salida del ala, produce una fuerza de reacción hacia arriba que también genera sustentación.
- Es deseable, pero no imprescindible, que la parte superior del ala sea más curvada que la parte inferior.

(1).

Más exactamente el teorema de Bernoulli dice: "Cuando en un fluido ideal se produce una corriente estacionaria, a lo largo de la línea de corriente se produce la ecuación $p + dgh + \frac{1}{2}d v^2 = \text{constante}$, siendo: p la presión en el punto considerado, d la densidad del fluido, g la aceleración de la gravedad, h la altura respecto a un nivel de referencia común a todos los puntos del fluido y v la velocidad del mismo".

PRINCIPIOS BASICOS

1.3 FUERZAS QUE ACTÚAN EN VUELO.

Sobre un aeroplano en vuelo actúan una serie de fuerzas, favorables unas y desfavorables otras, siendo una tarea primordial del piloto ejercer control sobre ellas para mantener un vuelo seguro y eficiente.

Aunque los expertos siguen debatiendo e investigando sobre aerodinámica, a nuestro nivel solo necesitamos conocer algunos conceptos fundamentales, empezando por las fuerzas que afectan al vuelo y sus efectos.

De todas las fuerzas que actúan sobre un aeroplano en vuelo, las básicas y principales porque afectan a todas las maniobras son cuatro: sustentación, peso, empuje y resistencia. Estas cuatro fuerzas actúan en pares; la sustentación es opuesta al peso, y el empuje o tracción a la resistencia.

Un aeroplano, como cualquier otro objeto, se mantiene estático en el suelo debido a la acción de dos fuerzas: su peso, debido a la gravedad, que lo mantiene en el suelo, y la inercia o resistencia al avance que lo mantiene parado. Para que este aeroplano vuele será necesario contrarrestar el efecto de estas dos fuerzas negativas, peso y resistencia, mediante otras dos fuerzas positivas de sentido contrario, sustentación y empuje respectivamente. Así, el empuje ha de superar la resistencia que opone el avión a avanzar, y la sustentación superar el peso del avión manteniéndolo en el aire.



Fig.1.3.1 - Fuerzas que actúan en vuelo.

1.3.1 Sustentación.

Es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo arriba, y cuya dirección es perpendicular al viento relativo y a la envergadura del avión (no necesariamente perpendiculares al horizonte). Se suele representar con la letra **L** del inglés Lift = Sustentación.

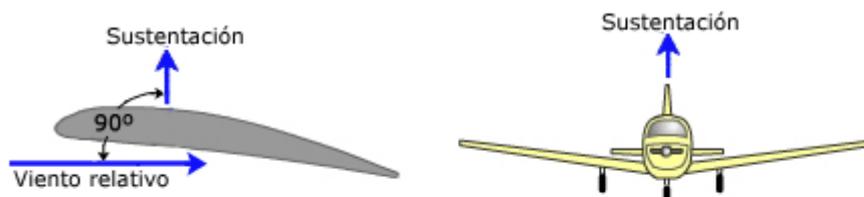


Fig.1.3.2 - Perpendicularidad de la sustentación.

Anteriormente hemos visto las leyes aerodinámicas que explican la sustentación; ahora veremos con detalle cuáles son los factores que afectan a la misma, dando entrada de paso a algunos

conceptos nuevos.

Actitud del avión. Este término se refiere a la orientación o referencia angular de los ejes longitudinal y transversal del avión con respecto al horizonte, y se especifica en términos de: posición de morro (pitch) y posición de las alas (bank); p.ejemplo: el avión esta volando con 5° de morro arriba y 15° de alabeo a la izquierda.

Trayectoria de vuelo. Es la dirección seguida por el perfil aerodinámico durante su desplazamiento en el aire; es decir es la trayectoria que siguen las alas y por tanto el avión.

Viento relativo. Es el flujo de aire que produce el avión al desplazarse. El viento relativo es paralelo a la trayectoria de vuelo y de dirección opuesta. Su velocidad es la relativa del avión con respecto a la velocidad de la masa de aire en que este se mueve.(1)

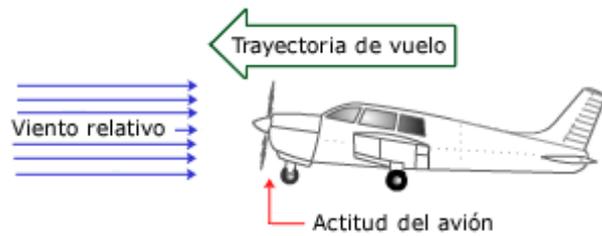


Fig.1.3.3 - Trayectoria de vuelo y viento relativo.

Es importante destacar que no debe asociarse la trayectoria de vuelo, ni por tanto el viento relativo, con la actitud de morro del avión; por ejemplo, una trayectoria de vuelo recto y nivelado puede llevar aparejada una actitud de morro ligeramente elevada (fig.1.3.6).

Ángulo de incidencia. El ángulo de incidencia es el ángulo agudo formado por la cuerda del ala con respecto al eje longitudinal del avión. Este ángulo es fijo, pues responde a consideraciones de diseño y no es modificable por el piloto.(2)(3)

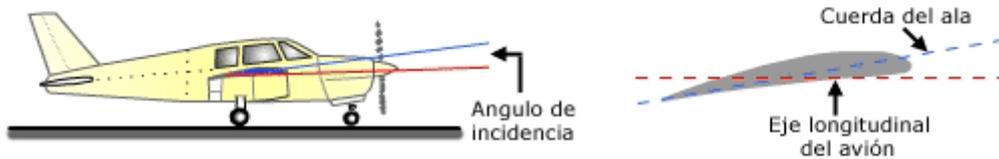


Fig.1.3.4. - Ángulo de incidencia.

Ángulo de ataque. El ángulo de ataque es el ángulo agudo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo. Este ángulo es variable, pues depende de la dirección del viento relativo y de la posición de las alas con respecto a este, ambos extremos controlados por el piloto. Es conveniente tener muy claro el concepto de ángulo de ataque pues el vuelo está directa y estrechamente relacionado con el mismo.

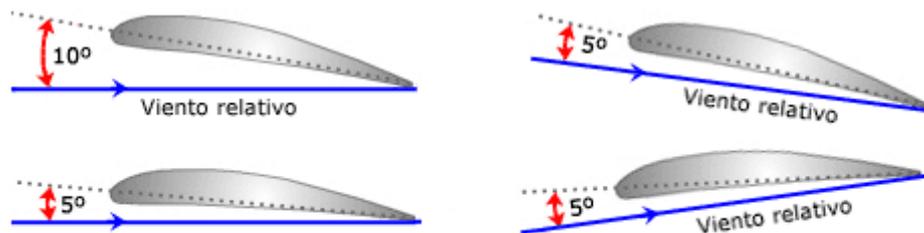


Fig.1.3.5 - Ángulo de ataque y viento relativo.

Es importante notar, tal como muestra la fig.1.3.5, que el ángulo de ataque se mide respecto al viento relativo y no en relación a la línea del horizonte. En la parte de la izquierda el avión mantiene una trayectoria horizontal (el viento relativo también lo es) con diferentes ángulos de ataque (5° y 10°); a la derecha y arriba, el avión mantiene una trayectoria ascendente con un ángulo de ataque de 5° , mientras que a la derecha y abajo la trayectoria es descendente también con un ángulo de ataque de 5° . Dada la importancia de este concepto, se profundiza en el [capítulo 1.7](#).

En la fig.1.3.6 se muestran distintas fases de un avión en vuelo, en cada una de las cuales podemos apreciar de una manera gráfica los conceptos definidos: la trayectoria; el viento relativo, paralelo y de dirección opuesta a la trayectoria, y la sustentación, perpendicular al viento relativo.

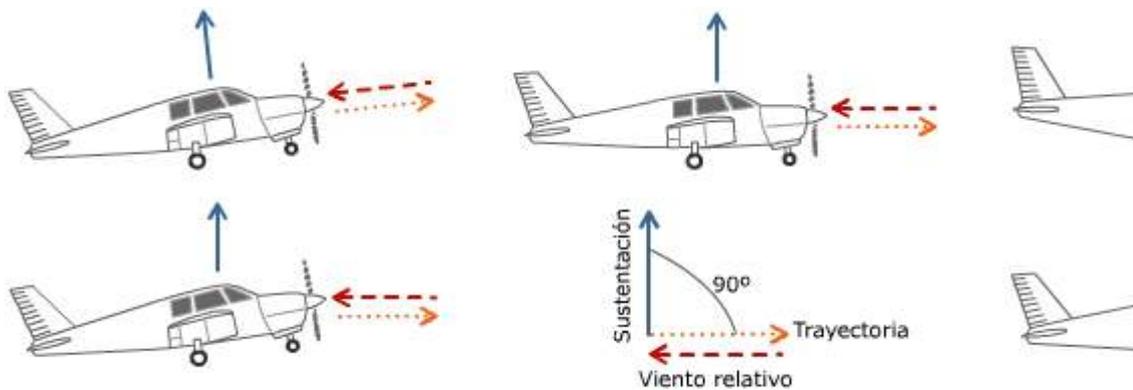


Fig.1.3.6 - La sustentación es perpendicular al viento relativo, que es paralelo y opues

Si se fija en la figura anterior, notará que los dos aviones de la izquierda tienen la misma actitud y sin embargo distinta trayectoria (y naturalmente, diferente dirección de viento relativo y sustentación). El ángulo de ataque del avión de la parte superior es moderado mientras que el de la parte inferior tiene un valor elevado. Por contra, los dos aviones de la izquierda tienen la misma trayectoria y sin embargo su actitud y ángulo de ataque son diferentes.

1.3.2 Factores que afectan a la sustentación.

La forma del perfil del ala. Hasta cierto límite, a mayor curvatura del perfil mayor diferencia de velocidad entre las superficies superior e inferior del ala y por tanto mayor diferencia de presión, o lo que es igual mayor fuerza de sustentación. No obstante no hay que confundirse pensando que es necesario que el ala sea curvada por arriba y plana o cóncava por abajo para producir sustentación, pues un ala con un perfil simétrico también la produce. Lo que ocurre es que un ala ligeramente curvada entra en pérdida con un ángulo de ataque mucho mayor que un ala simétrica, lo que significa que tanto su coeficiente de sustentación como su resistencia a la pérdida son mayores.

La curvatura de un ala típica moderna es solo de un 1% o un 2%. La razón por la cual no se hace más curvada, es que un incremento de esta curvatura requeriría una superficie inferior cóncava, lo cual ofrece dificultades de construcción. Otra razón, es que una gran curvatura solo es realmente beneficiosa en velocidades cercanas a la pérdida (despegue y aterrizaje), y para tener más sustentación en esos momentos es suficiente con extender los [flaps](#).

La superficie alar. Cuanto más grandes sean las alas mayor será la superficie sobre la que se ejerce la fuerza de sustentación. Pero hay que tener en cuenta que perfiles muy curvados o alas muy grandes incrementan la resistencia del avión al ofrecer mayor superficie enfrentada a la corriente de aire. En cualquier caso, tanto la forma como la superficie del ala dependen del criterio del diseñador, que tendrá que adoptar un compromiso entre todos los factores según convenga a la funcionalidad del avión.

La densidad del aire. Cuanto mayor sea la densidad del aire, mayor es el número de partículas por unidad de volumen que cambian velocidad por presión y producen sustentación (factor ρ del [teorema de Bernoulli](#)).

La velocidad del viento relativo. A mayor velocidad sobre el perfil, mayor es la sustentación. La sustentación es proporcional al cuadrado de la velocidad (factor v^2 del teorema de Bernoulli), siendo por tanto este factor el que comparativamente más afecta a la sustentación.

El ángulo de ataque. Si se aumenta el ángulo de ataque es como si se aumentara la curvatura de la parte superior del perfil, o sea el estrechamiento al flujo de aire, y por tanto la diferencia de presiones y en consecuencia la sustentación. No obstante como se verá más adelante, un excesivo ángulo de ataque puede provocar la entrada en [pérdida](#).

En la fig.1.3.7 se ve de forma general como aumenta el coeficiente de sustentación (CL) con el ángulo de ataque hasta llegar al CL máximo, a partir del cual la sustentación disminuye con el ángulo de ataque. Los valores y la forma de la curva en la gráfica dependerán de cada perfil concreto.



Fig.1.3.7 - Coeficiente de sustentación vs. Angulo de ataque.

En resumen, la sustentación creada por el ala está en función de:

- El coeficiente aerodinámico (Forma del perfil).
- La superficie alar.
- La densidad del aire.
- La velocidad del viento relativo.
- El ángulo de ataque.

La fórmula correspondiente sería: $L=CL*q*S$ donde CL es el coeficiente de sustentación, dependiente del tipo de perfil y del ángulo de ataque; q la presión aerodinámica ($1/2\rho v^2$ siendo ρ la densidad y v la velocidad del viento relativo) y S la superficie alar.

Es obvio que el piloto solo puede tener influencia en la sustentación actuando sobre los factores velocidad y ángulo de ataque, pues el coeficiente aerodinámico y la superficie alar están predeterminadas por el diseño del avión, y la densidad del aire depende del estado de la atmósfera.

Más adelante se verá que el avión dispone de dispositivos hipersustentadores (flaps y slats) que accionados por el piloto modifican la curvatura del ala y la superficie alar, pero estos dispositivos están diseñados para posibilitar maniobras a baja velocidad (aterrizaje, despegue, etc.) más que para aumentar la sustentación a velocidades normales de operación.

1.3.3 Centro de Presiones.

Se denomina centro de presiones al punto teórico del ala donde se considera aplicada toda la fuerza de sustentación. La figura 1.3.8 muestra un ejemplo de distribución de presiones sobre un perfil moviéndose en el aire. A efectos teóricos, aunque la presión actúa sobre todo el perfil, se considera que toda la fuerza de sustentación se ejerce sobre un punto en la línea de la cuerda (resultante).

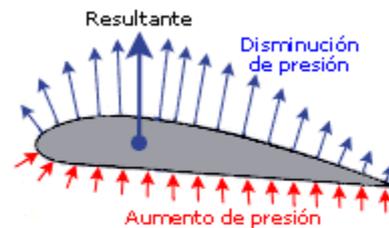


Fig.1.3.8 - Centro de presiones.

La posición del centro de presiones se suele dar en % de la cuerda del ala a partir del borde de ataque.

A medida que aumenta o disminuye el ángulo de ataque se modifica la distribución de presiones alrededor del perfil, desplazándose el centro de presiones, dentro de unos límites, hacia adelante o atrás respectivamente. El margen de desplazamiento suele estar entre el 25% y el 60% de la cuerda, y puesto que afecta a la estabilidad de la aeronave es conveniente que sea el menor posible.

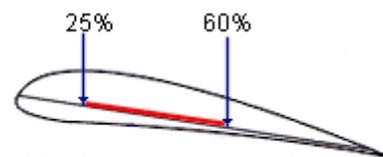


Fig.1.3.9 - Límites de desplazamiento del centro de presiones.

Mediante métodos empíricos se ha demostrado que a medida que se incrementa el ángulo de ataque, el Centro de Presiones se desplaza gradualmente hacia adelante. En un punto más allá del ángulo de ataque para vuelo ordinario, comienza a moverse hacia atrás de nuevo; cuando llega a un punto lo suficientemente atrás, el morro del avión cae porque el ala está en pérdida.

1.3.4 Peso.

El peso es la fuerza de atracción gravitatoria sobre un cuerpo, siendo su dirección perpendicular a la superficie de la tierra, su sentido hacia abajo, y su intensidad proporcional a la masa de dicho cuerpo. Esta fuerza es la que atrae al avión hacia la tierra y ha de ser contrarrestada por la fuerza de sustentación para mantener al avión en el aire.

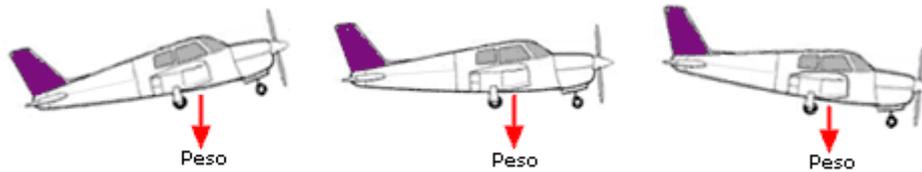


Fig.1.3.10 - Dirección y sentido del peso.

Dependiendo de sus características, cada avión tiene un peso máximo que no debe ser sobrepasado, estudiándose en un capítulo posterior (4.2) como debe efectuarse la carga de un avión para no exceder sus limitaciones.

1.3.5 Centro de Gravedad.

Es el punto donde se considera ejercida toda la fuerza de gravedad, es decir el peso. El C.G es el punto de balance de manera que si se pudiera colgar el avión por ese punto específico este quedaría en perfecto equilibrio. El avión realiza todos sus movimientos pivotando sobre el C.G.

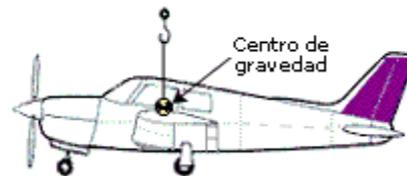


Fig.1.3.11 - Centro de gravedad

La situación del centro de gravedad respecto al centro de presiones tiene una importancia enorme en la estabilidad y controlabilidad del avión (Ver 1.6.5).

1.3.6 Resistencia.

La resistencia es la fuerza que impide o retarda el movimiento de un aeroplano. La resistencia actúa de forma paralela y en la misma dirección que el viento relativo, aunque también podríamos afirmar que la resistencia es paralela y de dirección opuesta a la trayectoria.



Fig.1.3.12 - Dirección y sentido de la resistencia.

Desde un punto de vista aerodinámico, cuando un ala se desplaza a través del aire hay dos tipos de resistencia: (a) resistencia debida a la fricción del aire sobre la superficie del ala, y (b) resistencia por la presión del propio aire oponiéndose al movimiento de un objeto en su seno. La resistencia por fricción es proporcional a la viscosidad, que en el aire es muy baja, de manera que la mayoría de las veces esta resistencia es pequeña comparada con la producida por la presión, mientras que la resistencia debida a la presión depende de la densidad de la masa de aire.

Ambas resistencias crean una fuerza proporcional al área sobre la que actúan y al cuadrado de la velocidad. Una parte de la resistencia por presión que produce un ala depende de la cantidad de sustentación producida; a esta parte se le denomina resistencia inducida, denominándose resistencia parásita a la suma del resto de resistencias.

La fórmula de la resistencia (en ingles "drag") tiene la misma forma que la de la sustentación:

$D=CD*q*S$ donde CD es el coeficiente de resistencia, dependiente del tipo de perfil y del ángulo de ataque; q la presión aerodinámica ($1/2\rho v^2$ siendo ρ la densidad y v la velocidad del viento relativo) y S la superficie alar.

La resistencia total del avión es pues la suma de dos tipos de resistencia: la resistencia inducida y la resistencia parásita.

Resistencia inducida. La resistencia inducida, indeseada pero inevitable, es un producto de la sustentación, y se incrementa en proporción directa al incremento del ángulo de ataque.

Al encontrarse en la parte posterior del ala la corriente de aire que fluye por arriba con la que fluye por debajo, la mayor velocidad de la primera deflecta hacia abajo a la segunda haciendo variar ligeramente el viento relativo, y este efecto crea una resistencia. Este efecto es más acusado en el extremo del ala, pues el aire que fluye por debajo encuentra una vía de escape hacia arriba donde hay menor presión, pero la mayor velocidad del aire fluyendo por arriba deflecta esa corriente hacia abajo produciéndose resistencia adicional. Este movimiento de remolino crea vórtices que absorben energía del avión.



Fig.1.3.13 - Deflexión del flujo de aire.

Representadas de forma gráfica la sustentación y la resistencia, la fuerza aerodinámica se descompone en dos fuerzas: una aprovechable de sustentación y otra no deseada pero inevitable de resistencia (fig.1.3.14).

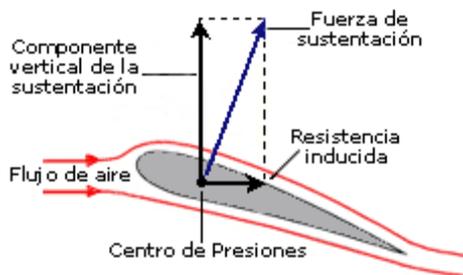


Fig.1.3.14 - Resistencia inducida.

De la explicación dada se deduce claramente que la resistencia inducida aumenta a medida que aumenta el ángulo de ataque. Pero si para mantener la misma sustentación ponemos más velocidad y menos ángulo de ataque, la resistencia inducida será menor, de lo cual deducimos que la resistencia inducida disminuye con el aumento de velocidad. La figura 1.3.15 nos muestra la relación entre la resistencia inducida, la velocidad, y el ángulo de ataque.

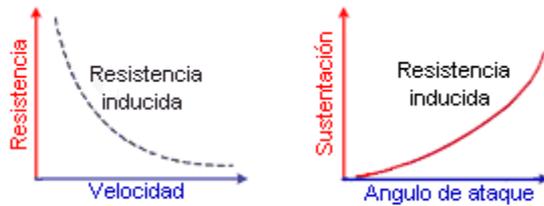


Fig.1.3.15 - Variación de la resistencia inducida con la velocidad y el ángulo de ataque.

En la resistencia inducida también tiene influencia la forma de las alas; un ala alargada y estrecha tiene menos resistencia inducida que un ala corta y ancha. ([fig.1.4.2](#))

Resistencia parásita. Es la producida por las demás resistencias no relacionadas con la sustentación, como son: resistencia al avance de las partes del avión que sobresalen (fuselaje, tren de aterrizaje no retráctil, antenas de radio, etc.); entorpecimiento del flujo del aire en alas sucias por impacto de insectos o con formación de hielo; rozamiento o fricción superficial con el aire; interferencia del flujo de aire a lo largo del fuselaje con el flujo de las alas; el flujo de aire canalizado al compartimento del motor para refrigerarlo (que puede suponer en algunos aeroplanos cerca del 30% de la resistencia total); etc... También, la superficie total del ala y la forma de esta afecta a la resistencia parásita; un ala más alargada presenta mayor superficie al viento, y por ello mayor resistencia parásita, que un ala más corta. Lógicamente, cuanto mayor sea la velocidad mayor será el efecto de la resistencia parásita: la resistencia parásita aumenta con la velocidad.



Fig.1.3.16 - Resistencia parásita vs. Velocidad.

Si la resistencia inducida es un producto de la sustentación, y en la resistencia parásita tienen influencia la superficie alar y la forma del ala, es obvio que prácticamente todos los factores que afectan a la sustentación afectan en mayor o menor medida a la resistencia.

1.3.7 Control del piloto sobre la resistencia.

La resistencia inducida depende del ángulo de ataque. Por lo tanto el piloto puede reducir la resistencia inducida si para lograr más sustentación incrementa la velocidad en vez de incrementar el ángulo de ataque. A mayor velocidad menor resistencia inducida. ([fig.1.3.15](#))

El peso influye de forma indirecta en esta resistencia, puesto que a más peso más sustentación se necesita y por tanto mayor ángulo de ataque para mantener la misma velocidad.

Disminuyendo el peso disminuye la resistencia inducida.

Por el contrario, la resistencia parásita se incrementa con la velocidad del avión ([fig.1.3.16](#)). La única forma que tiene el piloto para disminuirla es aminorar la velocidad, por que en lo demás, esta resistencia depende sobre todo del diseño del avión y el piloto no dispone apenas de capacidad de acción para modificarla (mantener las alas limpias, impedir la formación de hielo

en las mismas, ...).

Si con el aumento de velocidad disminuye la resistencia inducida y se incrementa la resistencia parásita, tiene que haber un punto en que la suma de ambas (resistencia total) sea el menor posible. Este punto de velocidad viene tabulado por el fabricante en el manual del avión.

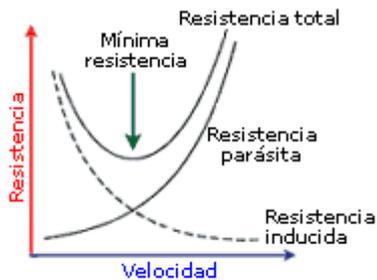


Fig.1.3.17 - Resistencia total

A baja velocidad la mayoría de la resistencia es inducida, debido al incremento del ángulo de ataque para producir suficiente sustentación para soportar el peso del avión. A medida que la velocidad sigue bajando, la resistencia inducida se incrementa rápidamente y la resistencia parásita apenas tiene influencia.

Por el contrario, a alta velocidad la resistencia parásita es la dominante mientras que la inducida es irrelevante.

Resumiendo:

- A mayor velocidad menor resistencia inducida.
- A mayor ángulo de ataque mayor resistencia inducida.
- A mayor velocidad mayor resistencia parásita.

1.3.8 Empuje o tracción.

Para vencer la inercia del avión parado, acelerarlo en la carrera de despegue o en vuelo, mantener una tasa de ascenso adecuada, vencer la resistencia al avance, etc... se necesita una fuerza: el empuje o tracción.

Esta fuerza se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano. La reacción, de igual intensidad pero de sentido opuesto ([3ª ley del movimiento de Newton](#)), mueve el avión hacia adelante. En aviones de [hélice](#), la fuerza de propulsión la genera la rotación de la hélice, movida por el motor (convencional o turbina); en reactores, la propulsión se logra por la expulsión violenta de los gases quemados por la [turbina](#).

Esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal del avión.

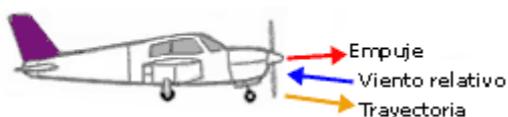


Fig.1.3.18 - Dirección y sentido de empuje.

Es obvio que el factor principal que influye en esta fuerza es la potencia del motor, pero hay otros elementos que también influyen como pueden ser la forma y tamaño de la hélice, octanaje del combustible, densidad del aire, etc. Se habla de potencia en C.V. en motores convencionales, y de kilos o libras de empuje en reactores.

Puesto que potencia es equivalente a energía por unidad de tiempo, a mayor potencia mayor capacidad de aceleración.

La potencia es el factor más importante a la hora de determinar la tasa de ascenso de un avión. De hecho la tasa máxima de ascenso de un avión no está relacionada con la sustentación sino con la potencia disponible descontada la necesaria para mantener un vuelo nivelado ([ver 5.5](#)).

Notas:

Estas cuatro fuerzas están definidas respecto a tres sistemas de coordenadas diferentes: la sustentación y la resistencia están definidas en relación al viento relativo; el peso (gravedad) respecto al centro de la tierra, y el empuje con respecto a la orientación del aeroplano. Esta situación puede verse un poco más complicada porque por ejemplo el empuje y la resistencia tienen componentes verticales que se oponen al peso, mientras la sustentación tiene un componente horizontal.

Se puede pensar que las cuatro fuerzas están definidas de una manera anárquica, pero los conceptos y sus definiciones son los que son y además son correctos. Hay mucha historia e investigación sobre ellos, y son muy importantes al analizar situaciones complejas.

Pero no hay que alarmarse, dado que estos conceptos tienen una importancia relativa. En vuelo ordinario (no acrobático) exceptuando los giros, incluso en ascensos y descensos, los ángulos son generalmente pequeños, de manera que el empuje es aproximadamente horizontal, y los vientos relativos difieren de la horizontal solo en unos pocos grados, de forma que la resistencia es aproximadamente horizontal y la sustentación cercana a la vertical.

Simplificando: en vuelo recto y nivelado a velocidad constante las fuerzas que actúan hacia abajo se compensan con las que actúan hacia arriba, y las que actúan hacia delante se equilibran con las que actúan hacia atrás. Esto es cierto, se calculen como se calculen las contribuciones individuales de la sustentación, el peso, la resistencia y el empuje. Si una de estas fuerzas básicas cambia de magnitud haciéndose mayor que la opuesta, el avión se moverá en la dirección de la fuerza mayor hasta un punto en que ambas estén de nuevo en equilibrio.

Por supuesto que la manera en que las fuerzas se compensan se refiere a un avión en vuelo; puede haber otros sistemas en que las fuerzas se compensen de forma diferente: por ejemplo, el peso de un avión de despegue vertical durante la maniobra de toma de tierra no convencional, se compensa con el empuje del motor.

Pequeñas paradojas: En un ascenso a baja velocidad y mucha potencia la sustentación es menor que el peso pero el empuje soporta parte de dicho peso. Suena raro ¿verdad? pero es técnicamente cierto. En un descenso a alta velocidad y baja potencia, la sustentación de nuevo es menor que el peso, pero en este caso la resistencia está soportando parte del peso. Estas paradojas son puros tecnicismos consecuencia de las definiciones de las cuatro fuerzas, pero no tienen ningún impacto en la técnica de pilotaje.

Sumario:

- Las cuatro fuerzas que actúan en vuelo son sustentación, peso, empuje y resistencia. Sustentación y empuje son favorables y opuestas a las desfavorables peso y resistencia.
- Generalizando, sustentación y peso son de componente vertical en tanto empuje y resistencia son de componente horizontal.
- La sustentación es perpendicular al viento relativo.
- Aunque la sustentación depende de varios factores, los primordiales son ángulo de ataque y velocidad.
- El coeficiente de sustentación es proporcional al ángulo de ataque hasta el CL máximo a partir del cual comienza a disminuir.
- Teóricamente, el centro de presiones es el punto del ala donde se supone ejercida la sustentación, y el centro de gravedad es el punto donde se concentra todo el peso del avión. La posición de uno respecto del otro tiene una gran importancia según veremos en capítulos posteriores.
- El peso es siempre perpendicular al centro de la Tierra.
- La resistencia es paralela y de la misma dirección que el viento relativo. Asimismo es paralela y de dirección opuesta a la trayectoria.
- La resistencia inducida es directamente proporcional al ángulo de ataque e inversamente proporcional al cuadrado de la velocidad.
- La resistencia parásita es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad.
- La tracción o empuje se ejerce en la misma dirección que el eje de propulsión.
- Potencia es energía por unidad de tiempo; a mayor potencia mayor capacidad de aceleración.
- La tasa de ascenso depende de la potencia disponible descontada la necesaria para mantener un vuelo nivelado.

-
- (1). En el apartado dedicado a la resistencia (1.3.6) se verá que debido a la resistencia inducida no es exactamente paralelo.
 - (2). La extensión de [flaps](#) por el piloto produce un cambio en la curvatura del ala y por añadidura en el ángulo de incidencia.
 - (3). Algunos aviones militares montan alas que permiten variar el ángulo de incidencia: alas de incidencia variable.

PRINCIPIOS BASICOS

1.4 ESTRUCTURA DEL AVION.

En los capítulos anteriores se han descrito algunos aspectos del mundo en que se mueve el avión (la atmósfera), las leyes que explican el vuelo, las fuerzas que actúan sobre un avión en vuelo, etc.

En este capítulo se especifican de una forma general cuales son los componentes estructurales de un avión y su nomenclatura, poniendo especial énfasis en su elemento distintivo: las alas.

1.4.1 Generalidades.

Fuselaje. Del francés "fuselé" que significa "ahusado", se denomina fuselaje al cuerpo principal de la estructura del avión, cuya función principal es la de dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y a la carga, además de servir de soporte principal al resto de los componentes.

El diseño del fuselaje además de atender a estas funciones, debe proporcionar un rendimiento aceptable al propósito a que se destine el avión. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval, y de forma alargada y ahusada.

Alas. Son el elemento primordial de cualquier aeroplano. En ellas es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo. En su diseño se tienen en cuenta numerosos aspectos: peso máximo a soportar, resistencias generadas, comportamiento en la pérdida, etc.. o sea, todos aquellos factores que proporcionen el rendimiento óptimo para compaginar la mejor velocidad con el mayor alcance y el menor consumo de combustible posibles.

Superficies de mando y control.

Son las superficies móviles situadas en las alas y en los empenajes de cola, las cuales respondiendo a los movimientos de los mandos existentes en la cabina provocan el movimiento del avión sobre cualquiera de sus ejes (transversal, longitudinal y vertical). También entran en este grupo otras superficies secundarias, cuya función es la de proporcionar mejoras adicionales relacionadas generalmente con la sustentación (flaps, slats, aerofrenos, etc...).



Fig.1.4.1 - Estructura genérica del avión.

Sistema estabilizador. Está compuesto en general por un estabilizador vertical y otro horizontal. Como sus propios nombres indican, su misión es la de contribuir a la estabilidad del avión sobre sus ejes vertical y horizontal.

Tren de aterrizaje. Tiene como misión amortiguar el impacto del aterrizaje y permitir la rodadura y movimiento del avión en tierra. Puede ser fijo o retráctil, y de triciclo (dos ruedas principales y una de morro) o patín de cola (dos ruedas principales y un patín o rueda en la cola). Hay trenes adaptados a la nieve (con patines) y al agua (con flotadores).

Grupo motopropulsor. Encargado de proporcionar la potencia necesaria para contrarrestar las resistencias del aparato, tanto en tierra como en vuelo, impulsar a las alas y que estas produzcan sustentación, y por último para aportar la aceleración necesaria en cualquier momento. Este grupo puede estar constituido por uno o más motores; motores que pueden ser de pistón, de reacción, turbopropulsores, etc. Dentro de este grupo se incluyen las hélices, que pueden tener distintos tamaños, formas y número de palas.

Sistemas auxiliares. Resto de sistemas destinados a ayudar al funcionamiento de los elementos anteriores o bien para proporcionar más confort o mejor gobierno de la aeronave. Podemos mencionar por ejemplo, el sistema hidráulico, el eléctrico, presurización, alimentación de combustible, etc.

1.4.2 Las alas.

Los pioneros de la aviación tratando de emular el vuelo de las aves, construyeron todo tipo de artefactos dotados de alas articuladas que generaban corrientes de aire. Solo cuando se construyeron máquinas con alas fijas que surcaban el aire en vez de generarlo, fue posible el vuelo de máquinas más pesadas que el aire. Aunque veremos que hay alas de todos los tipos y formas, todas obedecen a los mismos principios explicados con anterioridad.

Por ser la parte más importante de un aeroplano y por ello quizá la más estudiada, es posiblemente también la que más terminología emplee para distinguir las distintas partes de la misma. A continuación se detalla esta terminología (fig.1.4.2).

Perfil. Es la forma de la sección del ala, es decir lo que veríamos si cortáramos esta transversalmente "como en rodajas". Salvo en el caso de alas rectangulares en que todos los perfiles ("rodajas") son iguales, lo habitual es que los perfiles que componen un ala sean diferentes; se van haciendo más pequeños y estrechos hacia los extremos del ala.

Borde de ataque. Es el borde delantero del ala, o sea la línea que une la parte anterior de todos los perfiles que forman el ala; o dicho de otra forma: la parte del ala que primero toma contacto con el flujo de aire.

Borde de salida. Es el borde posterior del ala, es decir la línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala; o dicho de otra forma: la parte del ala por donde el flujo de aire perturbado por el ala retorna a la corriente libre.

Extrados. Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.

Intrados. Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.

Espesor. Distancia máxima entre el extrados y el intrados.

Cuerda. Es la línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de salida de cada perfil.

Cuerda media. Como los perfiles del ala no suelen ser iguales sino que van disminuyendo hacia los extremos, lo mismo sucede con la cuerda de cada uno. Por tanto al tener cada perfil una cuerda distinta, lo normal es hablar de cuerda media.

Línea del 25% de la cuerda. Línea imaginaria que se obtendría al unir todos los puntos situados a una distancia del 25% de la longitud de la cuerda de cada perfil, distancia medida comenzando por el borde de ataque.

Curvatura. Del ala desde el borde de ataque al de salida. Curvatura superior se refiere a la de la superficie superior (extrados); inferior a la de la superficie inferior (intrados), y curvatura media a la equidistante a ambas superficies. Aunque se puede dar en cifra absoluta, lo normal es que se exprese en % de la cuerda.

Superficie alar. Superficie total correspondiente a las alas.

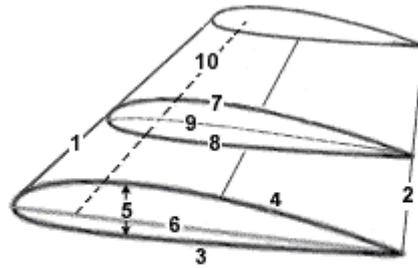
Envergadura. Distancia entre los dos extremos de las alas. Por simple geometría, si multiplicamos la envergadura por la cuerda media debemos obtener la superficie alar.

Alargamiento. Cociente entre la envergadura y la cuerda media. Este dato nos dice la relación existente entre la longitud y la anchura del ala (Envergadura/Cuerda media). Por ejemplo; si este cociente fuera 1 estaríamos ante un ala cuadrada de igual longitud que anchura. Obviamente a medida que este valor se hace más elevado el ala es más larga y estrecha.

Este cociente afecta a la resistencia inducida de forma que: **a mayor alargamiento menor resistencia inducida.**

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.

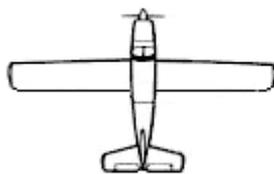
- 1 - Borde de ataque.
- 2 - Borde de salida.
- 3 - Intrados.
- 4 - Extradador.
- 5 - Espesor.
- 6 - Cuerda.
- 7 - Curvatura superior.
- 8 - Curvatura inferior.
- 9 - Curvatura media.
- 10 - Línea 25% de la cuerda.
- 11 - Cuerda media.
- 12 - Envergadura.



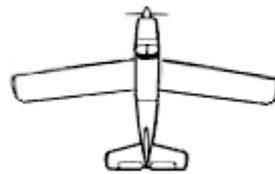
● Superficie alar = Cuerda media * Er
 Alargamiento = $\frac{\text{Envergadura}}{\text{Cuerda media}}$

Fig.1.4.2 - Terminología general de los elementos del ala.

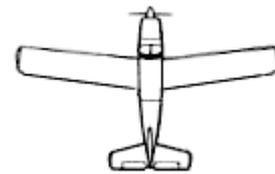
Flecha. Angulo que forman las alas (más concretamente la línea del 25% de la cuerda) respecto del eje transversal del avión. La flecha puede ser positiva (extremos de las alas orientados hacia atrás respecto a la raíz o encastre, que es lo habitual), neutra, o negativa (extremos adelantados). Para tener una idea más gráfica, pongamos nuestros brazos en cruz como si fueran unas alas; en esta posición tienen flecha nula, si los echamos hacia atrás tienen flecha positiva, y si los echamos hacia delante tienen flecha negativa.



Flecha neutra



Flecha positiva



Flecha negativa

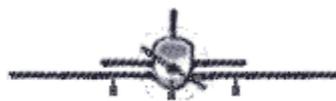
Fig.1.4.3 - Flecha del ala.

Diedro. Visto el avión de frente, ángulo en forma de "V" que forman las alas con respecto al horizonte.

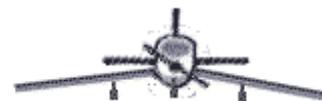
El ángulo diedro puede ser positivo, neutro, o negativo. Volviendo a nuestros brazos en cruz, en posición normal tenemos diedro neutro, si los subimos tienen diedro positivo y si los bajamos tienen diedro negativo.



Diedro positivo



Diedro neutro



Diedro negativo

Fig.1.4.4 - Angulos diedros.

Forma. Las alas pueden tener las formas más variadas: estrechándose hacia los extremos (tapered) o recta (straight), en la parte del borde de ataque (leading) o del borde de salida (trailing), o cualquier combinación de estas; en forma de delta, en flecha, etc. Si la velocidad es el factor principal, un ala "tapered" es más eficiente que una rectangular (straight) porque produce menos resistencia; pero un ala "tapered" tiene peores características en la pérdida salvo que tenga torsión (ángulo de incidencia decreciente hacia el borde del ala).



Fig.1.4.5 - Algunas formas de las alas.

Según la colocación de las alas en el fuselaje, los aviones son de plano alto, plano medio, o plano bajo. Asimismo, según el número de pares de alas, los aviones son monoplanos, biplanos, triplanos, etc.

También se distinguen alas de geometría fija (la gran mayoría), de geometría variable (que pueden variar su flecha), y alas de incidencia variable (que pueden variar su ángulo de [incidencia](#)). Estos dos últimos tipos son de aplicación casi exclusiva en aviones militares.

Las alas pueden estar fijadas al fuselaje mediante montantes y voladizos, con ayuda de cables, o estar fijadas sin montantes externos ni ayuda de cables (alas cantilever, también llamadas "ala en voladizo" o "ala en ménsula").



Fig.1.4.6 - Colocación y sujección al fuselaje.

Notas.

Como es natural, a medida que han ido pasando los años los diseños de las alas han ido sufriendo modificaciones, para adaptarse a nuevas necesidades. Las alas de aeroplanos antiguos tenían el extrados ligeramente curvado y el intrados prácticamente plano, con el máximo espesor en el primer tercio de la cuerda; con el tiempo, ambas superficies, intrados y extrados, experimentaron cambios en su curvatura en mayor o menor medida y el punto de máximo espesor se fué desplazando hacia atrás. Actualmente, los aviones suelen montar alas de [flujo laminar](#). Los aviones supersónicos han sufrido cambios muchos más drásticos en los perfiles del ala, algunos incluso perdiendo la típica forma redondeada, y sus perfiles se han hecho simétricos.

En los diseños de las alas hay invertido mucho tiempo de investigación, de pruebas y errores, pero no existe el ala ideal. Las alas de cada aeroplano son producto de un compromiso de los diseñadores con las posibles combinaciones de factores (forma, longitud, colocación, etc.). Además de adaptarse a las características, cualidades y uso para el que se diseña el aeroplano, su diseño las hará más o menos sensibles a las pérdidas, a la amortiguación de ráfagas de viento, a la estabilidad/inestabilidad, etc.

Sumario:

- Como en cualquier otro aparato, cada uno de los elementos estructurales de un avión está diseñado con la vista puesta en el conjunto, de forma que este cumpla con la mayor eficiencia posible el objetivo para el cual se construye.
- Los fuselajes de sección circular, elíptica u oval, y de forma alargada y ahusada ofrecen menor resistencia.
- Las alas son el elemento primordial del avión, pues en ellas es donde se genera la fuerza de sustentación.
- No existe el ala perfecta.
- El alargamiento del ala suele estar comprendido entre 5:1 y 10:1. A mayor alargamiento menor resistencia inducida.
- Hay una amplia panoplia de formas y disposiciones de las alas en un aeroplano.
- Las superficies de mando y control nos permiten dirigir la trayectoria de vuelo. Se mueven mediante los mandos correspondientes en la cabina.
- El sistema estabilizador está compuesto generalmente de un estabilizador horizontal y otro vertical.
- Además de posibilitar el movimiento y rodadura del avión, el tren de aterrizaje amortigua el contacto del avión con el suelo durante esta maniobra.
- El grupo motopropulsor esta constituido por uno o más motores, de hélice, de reacción, turbopropulsores, y en su caso las hélices, que tienen distintos tamaños, formas, y número de palas.
- Los sistemas de alimentación de combustible, eléctrico, presurización, hidráulico, etc. componen el grupo de sistemas funcionales.

PRINCIPIOS BÁSICOS

1.5 SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL.

Además de que un avión vuele, es necesario que este vuelo se efectúe bajo control del piloto; que el avión se mueva respondiendo a sus ordenes. Los primeros pioneros de la aviación estaban tan preocupados por elevar sus artilugios que no prestaban mucha atención a este hecho; por suerte para ellos nunca estuvieron suficientemente alto y rápido como para provocar o provocarse males mayores.

Una de las contribuciones de los hermanos Wright fue el sistema de control del avión sobre sus tres ejes; su Flyer disponía de timón de profundidad, timón de dirección, y de un sistema de torsión de las alas que producía el alabeo.

Por otro lado, es de gran interés contar con dispositivos que, a voluntad del piloto, aporten sustentación adicional (o no-sustentación) facilitando la realización de ciertas maniobras.

Para lograr una u otra funcionalidad se emplean superficies aerodinámicas, denominándose primarias a las que proporcionan control y secundarias a las que modifican la sustentación.

Las superficies de mando y control modifican la aerodinámica del avión provocando un desequilibrio de fuerzas, una o más de ellas cambian de magnitud. Este desequilibrio, es lo que hace que el avión se mueva sobre uno o más de sus ejes, incrementa la sustentación, o aumenta la resistencia.

1.5.1 Ejes del avión.

Se trata de rectas imaginarias e ideales trazadas sobre el avión. Su denominación y los movimientos que se realizan alrededor de ellos son los siguientes:

Eje longitudinal. Es el eje imaginario que va desde el morro hasta la cola del avión. El movimiento alrededor de este eje (levantar un ala bajando la otra) se denomina [alabeo](#) (en inglés "roll"). También se le denomina eje de alabeo, nombre que parece más lógico pues cuando se hace referencia a la estabilidad sobre este eje, es menos confuso hablar de estabilidad de alabeo que de estabilidad "transversal".

Eje transversal o lateral. Eje imaginario que va desde el extremo de un ala al extremo de la otra. El movimiento alrededor de este eje (morro arriba o morro abajo) se denomina [cabeceo](#) ("pitch" en inglés). También denominado eje de cabeceo, por las mismas razones que en el caso anterior.

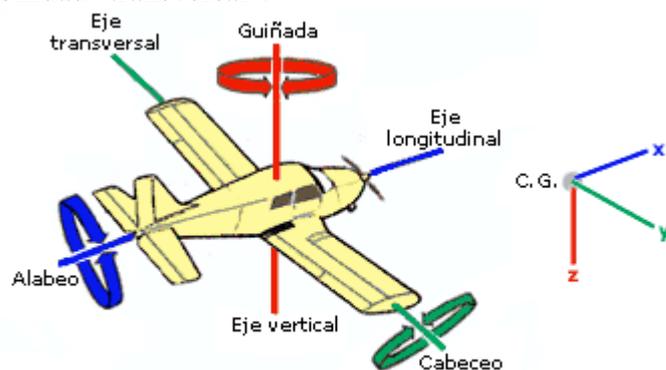


Fig.1.5.1 - Ejes del avión y movimientos sobre ellos.

Eje vertical. Eje imaginario que atraviesa el centro del avión. El movimiento en torno a este eje (morro virando a la izquierda o la derecha) se llama [guiñada](#) ("yaw" en ingles). Denominado igualmente eje de guiñada.

En un sistema de coordenadas cartesianas, el eje longitudinal o de alabeo sería el eje "x"; el eje transversal o eje de cabeceo sería el eje "y", y el eje vertical o eje de guiñada sería el eje "z". El origen de coordenadas de este sistema de ejes es el centro de gravedad del avión.

1.5.2 Superficies primarias.

Son superficies aerodinámicas móviles que, accionadas por el piloto a través de los mandos de la cabina, modifican la aerodinámica del avión provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: [alergones](#), [timón de profundidad](#) y [timón de dirección](#). El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas tres superficies. La diferencia entre un piloto y un conductor de aviones es el uso adecuado de los controles para lograr un movimiento coordinado. Veamos cuales son las superficies de control, como funcionan, y como las acciona el piloto.

Alerones. Palabra de origen latino que significa "ala pequeña", son unas superficies móviles, situadas en la parte posterior del extremo de cada ala, cuyo accionamiento provoca el movimiento de alabeo del avión sobre su eje longitudinal. Su ubicación en el extremo del ala se debe a que en esta parte es mayor el par de fuerza ejercido. El piloto acciona los alerones girando el volante de control ("cuernos") a la izquierda o la derecha, o en algunos aviones moviendo la palanca de mando a la izquierda o la derecha.

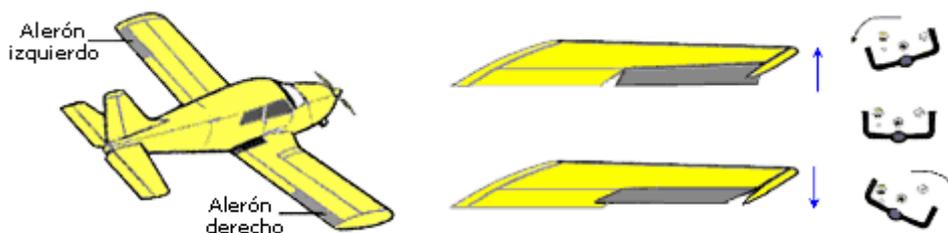


Fig.1.5.2 - Alerones y mando de control.

Funcionamiento: Los alerones tienen un movimiento asimétrico. 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 en el ala hacia donde se mueve el volante implica menor curvatura en esa parte del ala y por tanto menor sustentación, lo cual provoca que ese ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación lo que hace que ese ala suba. Esta

combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende.

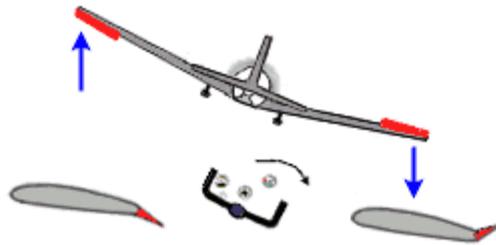


Fig.1.5.3 - Funcionamiento de los alerones.

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.

Timón de profundidad. Es la superficie o superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión. Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de hacer elevarse o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o morro abajo) sobre su eje transversal. Obviamente, 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° hacia arriba y 20° hacia abajo.

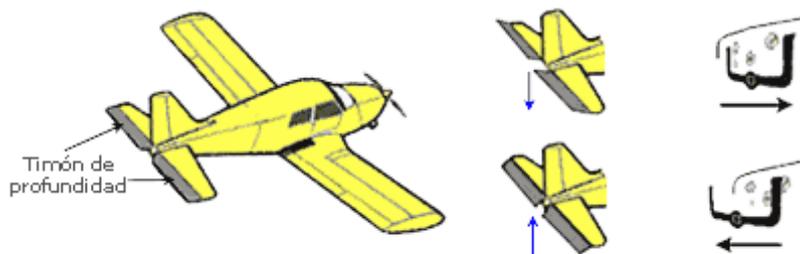


Fig.1.5.4 - Timón de profundidad y mando de control.

Funcionamiento: Al tirar del volante de control, esta superficie sube mientras que al empujarlo baja -en algunos aviones se mueve la totalidad del empenaje horizontal. El timón arriba produce menor sustentación en la cola, con lo cual esta baja y por tanto el morro sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, 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.

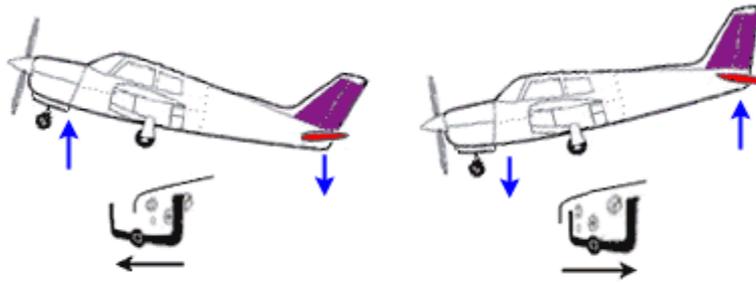


Fig.1.5.5 - Funcionamiento del timón de profundidad.

Timón de dirección. Es la superficie móvil montada en la parte posterior 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 virar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Suele tener una deflexión máxima de 30° a cada lado. Esta superficie se maneja mediante unos pedales situados en el suelo de la cabina.

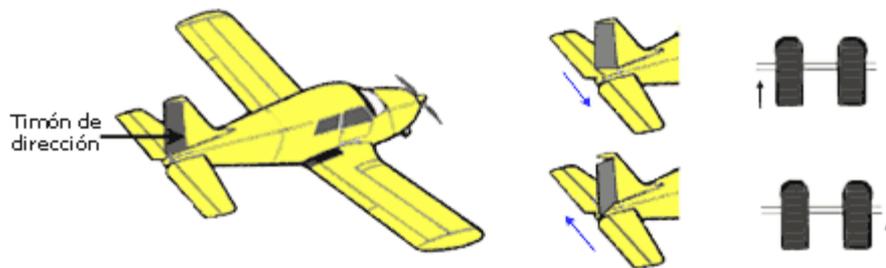


Fig.1.5.6 - Timón de dirección y pedales de control.

Funcionamiento: 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.

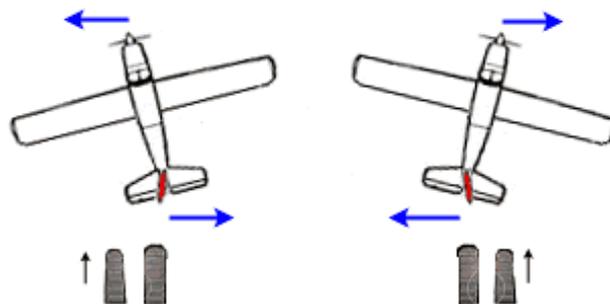


Fig.1.5.7 - Funcionamiento del timón de dirección.

El manejo de los mandos de control, según se ha visto es bastante intuitivo (ver animaciones en [5.1.3](#)):

- Alabeo a la derecha -> volante a la derecha.
- Alabeo a la izquierda -> volante a la izquierda.
- Morro abajo (menor ángulo de ataque) -> empujar el volante.

- Morro arriba (mayor ángulo de ataque) -> tirar del volante.
- Guiñada a la derecha -> pedal derecho.
- Guiñada a la izquierda -> pedal izquierdo.

Al basarse los mandos de control en principios aerodinámicos, es obvio que su efectividad será menor a bajas velocidades que a altas velocidades. Es conveniente tener esto en cuenta en maniobras efectuadas con baja velocidad.

El que las superficies de control estén lo más alejadas posible del [Centro de Gravedad](#) del avión no es casualidad, sino que debido a esta disposición su funcionamiento es más efectivo con menor movimiento de la superficie y menos esfuerzo.

1.5.3 Compensadores.

El piloto consigue la actitud de vuelo deseada mediante los mandos que actúan sobre las superficies de control, lo cual requiere un esfuerzo físico por su parte; imaginemos un vuelo de un par de horas sujetando los mandos y presionando los pedales para mantener el avión en la posición deseada.

Para evitar este esfuerzo físico continuado, que podría provocar fatiga y falta de atención del piloto, con el consiguiente riesgo, el avión dispone de compensadores.

Estos son unos mecanismos, que permiten que las superficies de control se mantengan en una posición fijada por el piloto, liberándole de una atención continuada a esta tarea. Aunque no todos los aviones disponen de todos ellos, los compensadores se denominan según la función o superficie a la que se aplican: de dirección, de alabeo, o de profundidad.

1.5.4 Superficies secundarias.

Es posible disminuir la velocidad mínima que sostiene a un avión en vuelo mediante el control de la capa límite, modificando la curvatura del perfil, o aumentando la superficie alar. Las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras.

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

Flaps. Los flaps son dispositivos hipersustentadores, cuya función es la de aumentar la sustentación del avión cuando este vuela a velocidades inferiores a aquellas para las cuales se ha diseñado el ala. Situados en la parte interior trasera de las alas, se deflectan hacia abajo de forma simétrica (ambos a la vez), en uno o más ángulos, con lo cual cambian la curvatura del perfil del ala (más pronunciada en el extrados y menos pronunciada en el intrados), la superficie alar (en algunos tipos de flap) y el ángulo de incidencia, todo lo cual aumenta la sustentación (y también la resistencia).

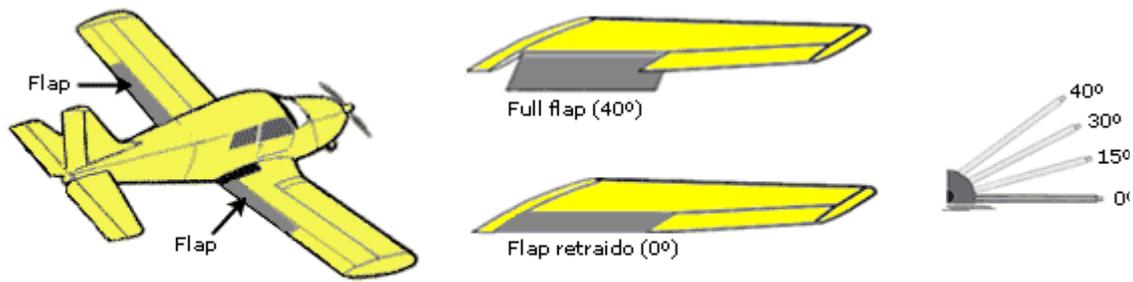


Fig.1.5.8 - Flaps y ángulos de extensión.

Se accionan desde la cabina, bien por una palanca, por un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de calaje (10° , 15° , etc..) correspondientes a distintas posiciones de la palanca o interruptor eléctrico, y no se bajan o suben en todo su calaje de una vez, sino gradualmente. En general, deflexiones de flaps de hasta unos 15° aumentan la sustentación con poca resistencia adicional, pero deflexiones mayores incrementan la resistencia en mayor proporción que la sustentación.

En la figura se representan unas posiciones y grados de calaje de flaps como ejemplo, pues el número de posiciones de flaps así como los grados que corresponden a cada una de ellas varía de un avión a otro.

Hay varios tipos de flaps: sencillo, de intrados, flap zap, flap fowler, flap ranurado, flap Krueger, etc...

- **Sencillo.** Es el más utilizado en aviación ligera. Es una porción de la parte posterior del ala.
- **De intrados.** Situado en la parte inferior del ala (intrados) su efecto es menor dado que solo afecta a la curvatura del intrados.
- **Zap.** Similar al de intrados, al deflectarse se desplaza hacia el extremo del ala, aumentando la superficie del ala además de la curvatura.
- **Fowler.** Idéntico al flap zap, se desplaza totalmente hasta el extremo del ala, aumentando enormemente la curvatura y la superficie alar.
- **Ranurado.** Se distingue de los anteriores, en que al ser deflectado deja una o más ranuras que comunican el intrados y el extrados, produciendo una gran curvatura a la vez que crea una corriente de aire que elimina la resistencia de otros tipos de flaps.
- **Krueger.** Como los anteriores, pero situado en el borde de ataque en vez del borde de salida.



Fig.1.5.9 - Distintos tipos de flaps.

Los flaps únicamente deben emplearse en las maniobras de despegue, aproximación y aterrizaje, o en cualquier otra circunstancia en la que sea necesario volar a velocidades más bajas que con el avión "limpio".

Los efectos que producen los flaps son:

Aumento de la sustentación.

Aumento de la resistencia.

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.

En el momento de su deflexión el avión tiende a ascender y perder velocidad.

Slats. Son superficies hipersustentadoras que actúan de modo similar a los flaps.

Situadas en la parte anterior del ala, al deflectarse canalizan hacia el extradós una corriente de aire de alta velocidad que aumenta la sustentación permitiendo alcanzar mayores ángulos de ataque sin entrar en pérdida.

Se emplean generalmente en grandes aviones para aumentar la sustentación en operaciones a baja velocidad (aterrizajes y despegues), aunque también hay modelos de aeroplanos ligeros que disponen de ellos.

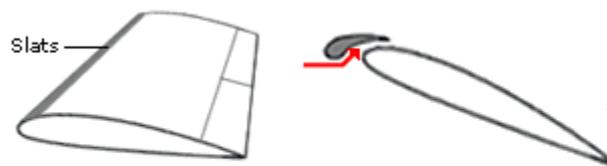


Fig.1.5.10 - Slats.

En muchos casos 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 se despliegan de forma automática. Debido al súbito incremento o disminución (según se extiendan o replieguen) de la sustentación en velocidades cercanas a la pérdida, debemos extremar la atención cuando se vuela a velocidades bajas en aviones con este tipo de dispositivo.

Spoilers o aerofrenos. Al contrario que los anteriores, el objetivo de esta superficie es disminuir la sustentación del avión. Se emplean sobre todo 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.

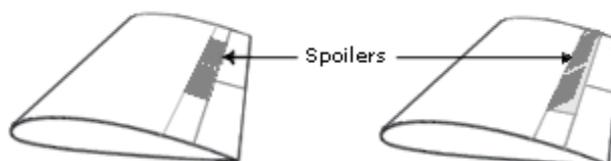


Fig.1.5.11 - Spoilers o aerofrenos.

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).

Al afectar a la sustentación, a la forma del perfil, y a la superficie alar, el que funcione una superficie y no su simétrica puede suponer un grave inconveniente. Asimismo, tienen un límite de velocidad, pasada la cual no deben accionarse so pena de provocar daños estructurales.

Ha habido accidentes de aviones comerciales debido al despliegue inadvertido de alguna de estas superficies en vuelo, lo cual ha llevado a mejorar los diseños, incorporando elementos que eviten su accionamiento a velocidades inadecuadas.

En los aviones comerciales, todas estas superficies (primarias y secundarias) se mueven por medios eléctricos e hidráulicos. La razón es obvia; su envergadura hace que las superficies de control sean mayores; están más alejadas de los mandos que las controlan, y además soportan una presión mucho mayor que en un avión ligero. Todo esto reunido hace que se necesite una fuerza extraordinaria para mover dichas superficies, fuerza que realizan los medios mencionados.

Sumario:

- Los tres ejes de movimiento del avión son: longitudinal, lateral o transversal y vertical.
- Se llama alabeo al movimiento sobre el eje longitudinal, más propiamente llamado eje de alabeo.
- Cabeceo se denomina al movimiento sobre el eje transversal, también llamado eje de cabeceo.
- La guiñada es el movimiento sobre el eje vertical o eje de guiñada.
- Los alerones producen el movimiento de alabeo debido a la diferencia de sustentación producida por su movimiento asimétrico. Están situados en la parte posterior del extremo del ala, y se accionan girando a un lado u otro el volante o palanca de mando.
- El timón de profundidad, situado en el empenaje horizontal de cola, provoca el movimiento de cabeceo cuando el piloto tira o empuja el volante de control.
- El movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque. El mando de control del timón de profundidad es el mando de control del ángulo de ataque.
- La guiñada es producida por el movimiento del timón de dirección, situado en el empenaje vertical de cola, al accionarse los pedales de control.
- Los compensadores facilitan el mantenimiento del avión en una posición y trayectoria determinadas.
- Las superficies secundarias afectan generalmente a la sustentación del avión, por lo cual también se denominan superficies hipersustentadoras (flaps y slats).
- En estas superficies secundarias se incluyen los flaps, slats, spoilers o aerofrenos, etc.

- Las superficies secundarias se emplean únicamente en las maniobras de despegue y aterrizaje, o cuando por otra razón es necesario mantener una baja velocidad.
- Las superficies secundarias funcionan por pares y de forma simétrica, y tienen un límite de velocidad a partir del cual no deben desplegarse so pena de provocar su rotura.

PRINCIPIOS BÁSICOS

1.6 ESTABILIDAD.

La palabra equilibrio (equilibrium) es muy antigua, y tiene la misma raíz que el nombre de la constelación Libra (representada en el zodiaco por una balanza), que debe su nombre a la circunstancia de que en los equinoccios la duración del día y de la noche es la misma, y que en tiempos de Hiparco el equinoccio de otoño se presentaba cuando el sol se proyectaba en esa constelación (hoy se proyecta en Virgo).



Fig.1.6.1 - Balance

El equilibrio define el estado de un cuerpo o sistema cuando la resultante de las fuerzas que actúan sobre él es nula.

Según la 1ª Ley del Movimiento de Newton, 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.

Un cuerpo que no esté acelerando ni decelerando se dice que está en equilibrio: un avión aparcado está en equilibrio; en vuelo recto y nivelado a velocidad constante está en equilibrio; en ascenso o descenso recto a velocidad constante también está en equilibrio. Ahora bien, en un giro a velocidad y altura constante no está en equilibrio puesto que el avión está acelerando hacia el centro del giro.

1.6.1 Estabilidad estática.

Por estabilidad se entiende la respuesta de un sistema cuando se le mueve de una posición de equilibrio.

En nuestro caso, la estabilidad que nos interesa es la capacidad del avión para recobrar una posición de equilibrio después de sufrir una perturbación que la haya modificado (turbulencia, ráfaga de viento, etc.).

La estabilidad se clasifica en tres tipos: positiva, neutra y negativa. La figura 1.6.2 representa esta clasificación por medio de tres ruedas de bicicleta en estado de equilibrio.

Estabilidad **positiva** significa que si un sistema es desplazado de su posición de equilibrio, genera fuerzas tendentes a volver a la posición inicial. Tomemos la rueda de la izquierda en la figura 1.6.2 la cual tiene un contrapeso abajo. Si aplicamos una fuerza que la haga girar en uno u otro sentido esta rueda tratará de volver a su posición inicial.

Estabilidad **neutra** se da cuando un sistema desplazado de su posición de equilibrio no genera ninguna fuerza y permanece equilibrado en esta nueva posición. Si giramos hacia uno u otro lado la rueda del centro de la figura, esta rueda se quedará en equilibrio en la nueva posición en que la dejemos.

Estabilidad **negativa** es cuando un sistema desplazado de su posición de equilibrio genera fuerzas que tienden a desplazarlo aún más. Si movemos algo la rueda de la derecha de la figura, que tiene un contrapeso arriba, esta se irá desplazando cada vez más de la posición de equilibrio inicial.

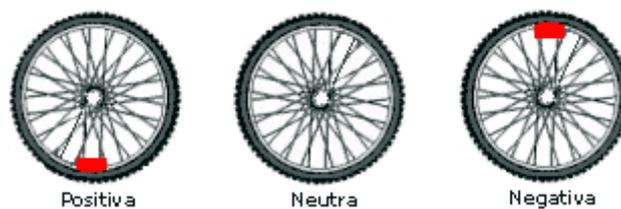


Fig.1.6.2 - Tipos de estabilidad.

Estos ejemplos nos muestran además, que la cantidad de fuerza a aplicar para sacar a un objeto de su posición de equilibrio, mantener el equilibrio en otra posición diferente, o recuperar la posición de equilibrio inicial, es muy diferente según el tipo de estabilidad. Volviendo al ejemplo de las ruedas de bicicleta, para sacarlas de su posición de equilibrio habrá que ejercer cierta fuerza en la rueda de la izquierda, menos fuerza en la rueda del medio, y menos todavía en la rueda de la derecha. Para retornarlas a su posición anterior, habrá que ejercer muy poca fuerza en la rueda de la izquierda (pues tratará de volver ella sola), algo más en la rueda del medio, y bastante más en la de la derecha.

De acuerdo con lo explicado, un avión será **ESTABLE** si separado de su posición de equilibrio tiende a recuperarla; **NEUTRO** si separado de su posición de equilibrio permanece en esa nueva posición sin alejarse más ni volver a la posición inicial, e **INESTABLE** si separado de su posición de equilibrio tiende a alejarse de ella cada vez más. Parece obvio que un aeroplano debería tener estabilidad positiva, quizá neutra, pero en ningún caso negativa.

En un sistema multidimensional debemos considerar la estabilidad para cada uno de sus ejes por separado.

Por ejemplo consideremos un huevo sobre una mesa: un huevo ideal tiene estabilidad neutra respecto a su eje de simetría, es decir que es libre de girar sobre dicho eje. Sin embargo tiene estabilidad positiva respecto de los otros ejes, puesto que si lo tumbamos hacia cualquier lado tenderá a recuperar su posición original.

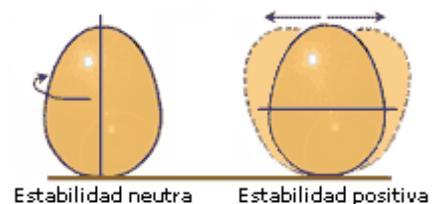


Fig.1.6.3 - Estabilidad según los ejes.

En un avión, que también es un sistema multidimensional, la estabilidad se refiere a cada uno de los tres ejes de movimiento del mismo: longitudinal, lateral y vertical ([1.5.1](#)).

1.6.2 Estabilidad dinámica.

Sucede que las fuerzas tendentes a recuperar la posición de equilibrio pueden ser tan grandes que fuercen al sistema a ir más allá de la posición inicial. En el ejemplo anterior, al soltar el huevo que habíamos tumbado en la mesa, este irá más allá de su posición de equilibrio inicial oscilando a uno y otro lado, cada vez con menor intensidad, hasta recuperar el equilibrio plenamente. Pues bien, estabilidad dinámica es la propiedad que amortigua estas oscilaciones haciéndolas cada vez menores en intensidad.

Un sistema posee estabilidad dinámica si el movimiento del sistema produce una fuerza que se opone a ese movimiento. La rueda central de la figura [1.6.2](#) apenas tiene estabilidad dinámica, pues si la hacemos girar estará girando bastante tiempo debido a que la única fuerza que se opone a este movimiento es la fricción del aire.

También 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.

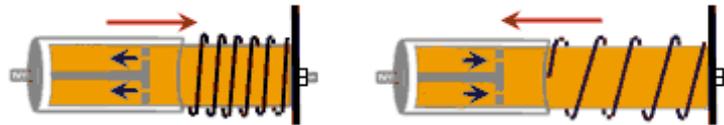


Fig.1.6.4 - Amortiguador hidráulico.

La figura 1.6.4 puede servirnos de modelo para diferenciar ambos tipos de estabilidad. El muelle es un ejemplo de estabilidad *estática* positiva, pues cuando se le estire o comprima, tratará de volver a su posición de equilibrio, eso si oscilando a uno y otro lado hasta encontrarla.

El amortiguador, es un ejemplo de estabilidad *dinámica* positiva. Al comprimirse, el aceite que contiene es obligado a pasar hacia arriba a través de unos pequeños agujeros, suavizando este movimiento. Pero cuando el muelle tienda a recuperar la posición inicial, el aceite en la parte de arriba será forzado a pasar hacia abajo a través de los mismos agujeros, suavizando de nuevo el movimiento y las oscilaciones. En cualquiera de los dos casos, la dificultad del aceite para pasar de uno a otro lado debido a su viscosidad es la fuerza que se opone al movimiento del amortiguador.

La estabilidad estática se refiere a las fuerzas que se desarrollan dependiendo de la posición del sistema, mientras que la estabilidad dinámica se refiere a las que se desarrollan en función de la velocidad. En el caso del muelle este reacciona cuando se le saca de su posición, mientras el amortiguador crea una fuerza que es proporcional al movimiento del aceite.

Cuando un sistema tiene estabilidad estática positiva pero no suficiente estabilidad dinámica (amortiguación) surgen las oscilaciones.

Una mala interpretación de la estabilidad, hace que al hablar de estabilidad refiriéndose a un avión se piense en este volando recto y nivelado. Realmente la estabilidad se refiere a cualquier posición de equilibrio: aparcado, en vuelo recto y nivelado a velocidad constante, en descenso o ascenso a velocidad constante, etc...

1.6.3 Amortiguamiento vertical.

El propósito de este apartado es examinar como responde el avión a los movimientos exclusivamente verticales, y explicar como (salvo en situación cercana a la pérdida) resiste eficazmente estos movimientos.

Normalmente un aeroplano está en equilibrio, todas sus fuerzas están en balance, pero para conocer como el avión mantiene este equilibrio vamos a centrarnos en el escenario expuesto en la figura 1.6.5.

Inicialmente el avión está volando recto y nivelado, las fuerzas verticales están en equilibrio. Pero en un momento dado hay un cambio súbito en este equilibrio, por ejemplo se corta el viento que teníamos de frente y la pérdida de velocidad provoca que la sustentación sea menor que el peso. Esto debería provocar que el avión entrase en una trayectoria descendente, y puesto que estas fuerzas seguirían desequilibradas, cada vez más rápidamente.

Sin embargo no es esto lo que ocurre, pues tan pronto como las alas inciden hacia abajo con una velocidad apreciable *el ángulo de ataque es diferente*. Sabemos que el ángulo de ataque es el formado por la cuerda del ala y el viento relativo; no hemos cambiado nuestra actitud y la cuerda del ala sigue la misma línea, pero el viento relativo ha cambiado de dirección, viene de delante y *abajo*. Esto supone que tenemos mayor ángulo de ataque luego mayor sustentación, y este extra equilibrará de nuevo las fuerzas verticales. Pero un mayor ángulo de ataque también implica una mayor resistencia, la cual equilibra la tendencia a acelerar. El resultado sería una trayectoria descendente *no acelerada*.

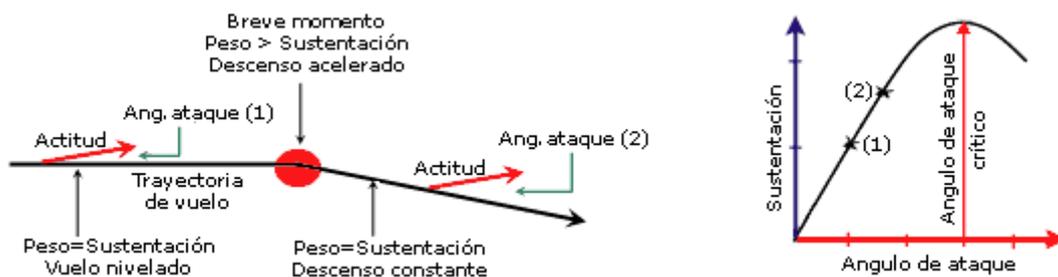


Fig.1.6.5 - Desarrollo del amortiguamiento vertical.

Este amortiguamiento vertical responde a la reacción inicial del avión, pues hay una segunda reacción (1.6.5) que provoca que el avión trate de volver a la trayectoria inicial.

El fuerte amortiguamiento vertical es la razón por la cual se asume siempre que la sustentación es igual al peso. Si las fuerzas estuvieran desequilibradas el avión debería

acelerar hacia arriba o abajo hasta que un nuevo ángulo de ataque las equilibrara, pero en la práctica el balance se realiza tan rápidamente que la diferencia entre el peso y la sustentación no es apreciable.

No obstante, esta capacidad de amortiguamiento no debería ser tomada por el piloto como una garantía, pues tal como muestra la fig.1.6.6 pudiera suceder que el nuevo ángulo de ataque exceda el ángulo de ataque crítico y nos haga entrar en pérdida. En este caso no solo no se incrementa la sustentación sino que disminuye con la pérdida, por lo que las fuerzas se desequilibran más todavía y el avión entra en un descenso acelerado.

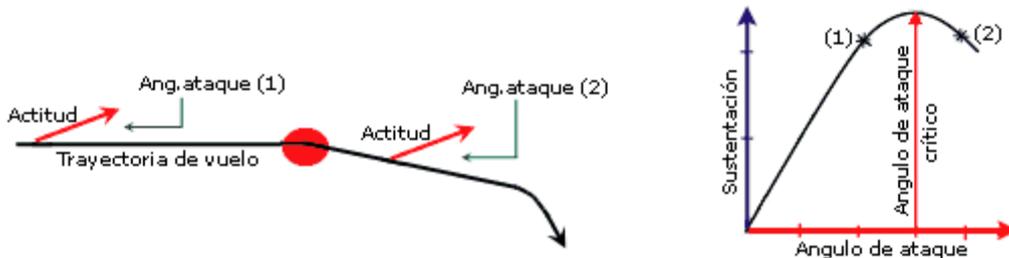


Fig.1.6.6 - Pérdida de amortiguamiento vertical.

1.6.4 Amortiguamiento del alabeo.

Antes hemos visto como el avión responde al desequilibrio de las fuerzas puramente verticales. Ahora consideraremos como responde al desequilibrio de fuerzas que causa el giro sobre el eje de alabeo, para lo cual nos serviremos de la situación planteada en la fig.1.6.7.

Como en el caso anterior, inicialmente estamos en vuelo recto y nivelado y con las fuerzas equilibradas. Pero supongamos que toda la carga que llevamos se mueve repentinamente al mismo lado del avión, provocando un súbito desequilibrio del peso a soportar por cada ala.

Aunque el morro del avión se mueve hacia delante en la misma trayectoria, el ala con menor peso se mueve adelante y *arriba* disminuyendo su ángulo de ataque, mientras que el ala con mayor peso se mueve adelante y *abajo* aumentando su ángulo de ataque. El ala con ángulo de ataque disminuido minora su sustentación, en tanto el ala con el ángulo de ataque incrementado aumenta su sustentación; de esta manera cada ala equilibra el diferente peso que soporta con diferente cantidad de sustentación.

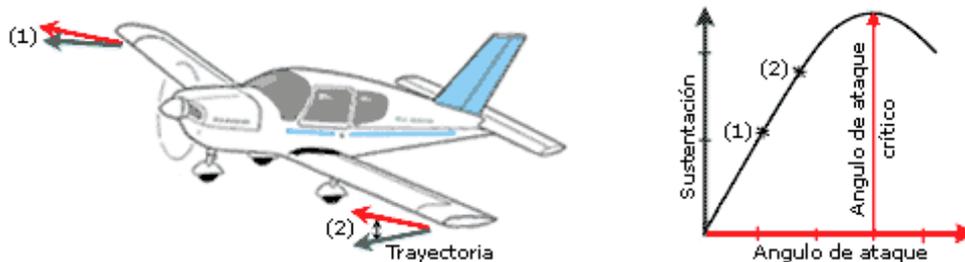


Fig.1.6.7 - Desarrollo del amortiguamiento al alabeo.

Como en el caso del amortiguamiento vertical, puede suceder que el ala que aumenta su ángulo de ataque exceda el ángulo de ataque crítico y entre en pérdida, con lo cual no

solo no aumenta su sustentación sino que la disminuye cada vez más. Las fuerzas aerodinámicas no se oponen al movimiento sino que lo amplifican. Esta situación es mucho más peligrosa que la pintada anteriormente, y es precisamente la forma en que se entra en una barrena, un ala que sobrepasa el ángulo de ataque crítico y otra que no.

Este amortiguamiento es crucial para el vuelo, por lo que los diseñadores lo enfatizan en sus modelos. Para ello diseñan las alas con un ángulo de incidencia decreciente hacia la punta (torsión), o dando distinta curvatura a cada perfil del ala, o ambas cosas. De esta forma, todas las secciones del ala contribuyen por igual a la sustentación y al amortiguamiento vertical, pero la sección de ala más cercana al fuselaje contribuye menos al amortiguamiento al alabeo que la sección del extremo del ala. Así, cuando el ala entera alcance su máximo coeficiente de sustentación, la raíz estará en pérdida pero los extremos no, aportando una cantidad considerable de amortiguación al alabeo.

1.6.5 Estabilidad longitudinal.

La estabilidad longitudinal, se refiere al movimiento del avión sobre su [eje transversal](#) (morro arriba/abajo) y es la más importante porque determina en gran medida las características de cabeceo del mismo, particularmente las relativas a la pérdida. Lo confuso de esta definición se debe a la denominación de los ejes del avión, tal como se comentó en el apartado [1.5.1](#). Es menos farragoso hablar de estabilidad sobre el eje de cabeceo.

De todas las características que afectan al balance y controlabilidad del avión, la de mayor importancia es la estabilidad longitudinal. Es bastante inseguro y poco confortable que un avión muestre tendencia a encabritarse o picar, cuando nuestra atención se encuentra ocupada en otra cosa.

Aunque es difícil obtener un grado exacto de estabilidad longitudinal para todas las condiciones de vuelo, es esencial conseguir un compromiso aceptable para que el vuelo sea seguro y confortable. La estabilidad longitudinal del avión esta resuelta primariamente por el estabilizador horizontal de cola (fig.1.6.8). Puesto a propósito en la parte más alejada de las alas, este estabilizador aerodinámico genera las fuerzas necesarias para contrarrestar el efecto de fuerzas externas. Al ser la parte más alejada del centro de gravedad cualquier fuerza, por pequeña que sea, ejercida sobre este dispositivo tendrá un gran efecto de corrección (mayor par de fuerza).

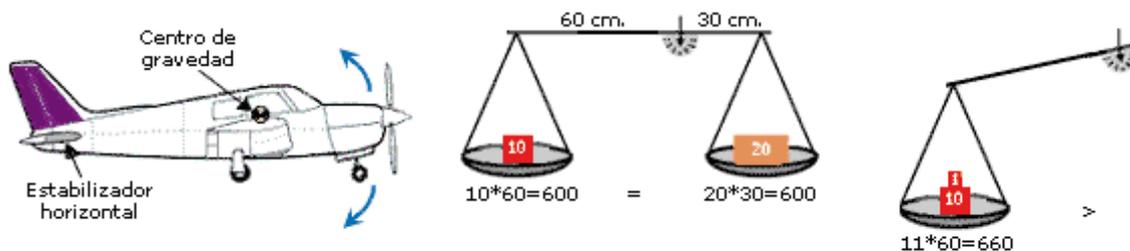


Fig.1.6.8 - Estabilizador horizontal y efecto del par de fuerza.

En la fig.1.6.8 tenemos una ¿balanza? con los brazos desiguales; en la parte izquierda está en equilibrio ($600=600$) mientras que a la derecha observamos el distinto par de

fuerza ejercido si le añadimos 1 kg. a cada platillo ($660 > 630$).

Si una racha de viento nos levanta el morro del avión, es porque viene por debajo de nuestra trayectoria de vuelo y afectará tanto a las alas como a la cola del avión. Este cambio del viento relativo supone un incremento del ángulo de ataque (más sustentación), más acusado en la cola debido a su mayor distancia al centro de gravedad (como en la ¿balanza? de brazos desiguales), la cual se levantará volviendo a poner el morro con la actitud anterior y disminuyendo el ángulo de ataque de las alas. Si la racha viene por arriba habrá menos ángulo de ataque, y el déficit de sustentación más acusado en la cola hará que esta baje volviendo a poner el avión en equilibrio.

Decalaje. Para mejorar las características de pérdida ([Ver 1.8.3](#)), normalmente los aviones se diseñan de manera que el estabilizador horizontal de cola tiene menor ángulo de incidencia que las alas. Esta diferencia de ángulos de incidencia entre superficies aerodinámicas recibe el nombre de decaje. Veamos con un ejemplo el desarrollo de la estabilidad longitudinal explicado, incluyendo esta característica de diseño.

En la fig.1.6.9 se muestra un avión con decaje= 2° . Supongamos pues, que estamos volando con un ángulo de ataque de 3° en las alas y 1° en el estabilizador (imagen izquierda) y nos alcanza una ráfaga que viene 1° por debajo de nuestra trayectoria (imagen derecha). Esto supone, que aunque nuestra actitud de vuelo no ha cambiado, las alas tienen ahora 4° de ángulo de ataque y el estabilizador horizontal 2° , que se traduce en un incremento de la sustentación en las alas del 50% y del 100% en el estabilizador horizontal, caso similar al efecto de agregar 1 kg. en cada platillo de la balanza del ejemplo anterior.

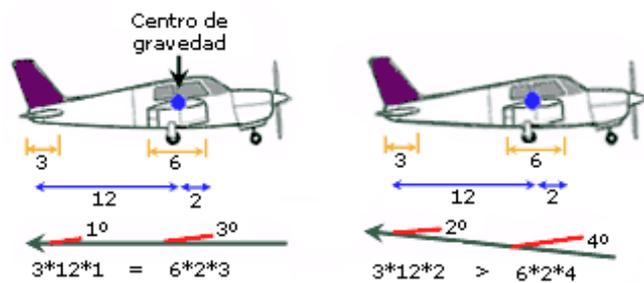


Fig.1.6.9 - Desarrollo de la estabilidad longitudinal.

El mayor incremento de sustentación en la cola junto con el mayor par de fuerza, hará que esta se eleve y baje el morro del avión, recobrándose una posición de equilibrio. Los números de la figura representan superficies (3 y 6), distancias al centro de gravedad (12 y 2) y ángulos de ataque (1° , 2° , 3° y 4°).

A la vista de este funcionamiento, es fácil comprender que la situación del [centro de gravedad](#) del avión con respecto al [centro aerodinámico](#) es lo que ejerce mayor influencia sobre su estabilidad longitudinal, aunque también influyen los cambios de velocidad, potencia, actitud, etc...(fig.1.6.10).

Si el C.G. y el C.A. están en el mismo plano, el avión tiene estabilidad neutra pues ambas fuerzas tienen el mismo punto de aplicación; si el C.G. está adelantado con respecto al C.A. el avión es estable y tenderá a picar (morro abajo), y por último si el C.G. está retrasado con respecto del C.A. el avión es inestable y tiende a encabritarse

(morro arriba).



Fig.1.6.10 - Estabilidad longitudinal en función del C.A. y del C.G.

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. y es imperativo, para un óptimo control y estabilidad del aeroplano, que el Centro de Gravedad se mantenga dentro de los límites permitidos por su diseñador, pues lo contrario puede provocarnos serios problemas en el control y estabilidad del avión. En el capítulo dedicado a la [carga y centrado](#) del avión se explica con mayor detalle los efectos del centro de gravedad desplazado respecto del centro aerodinámico.

Se malinterpreta la estabilidad longitudinal al pensar en un avión estable con respecto al horizonte, lo cual es además una cualidad poco deseable; un avión debe ser longitudinalmente estable a distintos ángulos de ataque.

Merece la pena mencionar, aunque sea brevemente, lo siguiente: tanto el flujo de aire que desplaza la hélice, como el que fluye hacia abajo por el borde de salida del ala inciden sobre la cola del avión afectando a la estabilidad longitudinal. Al extender flaps, el flujo del borde de salida se hace más pronunciado, e incide sobre el estabilizador horizontal de forma distinta según la situación de los planos del avión. Si el avión es de plano bajo, este flujo incidirá sobre la parte inferior del estabilizador haciendo que la cola suba y el morro baje; si el avión es de plano alto incidirá sobre la parte superior del estabilizador, bajando la cola y haciendo subir el morro.

1.6.6 Estabilidad lateral.

La estabilidad lateral se refiere a la mostrada por el avión sobre su [eje longitudinal](#). Un avión que tiende a volver a su posición de alas niveladas después de que una ráfaga de viento levante o baje una de ellas se dice que es lateralmente estable. Nuevamente, sería menos confuso de entender si se habla de estabilidad sobre el eje de alabeo.

La estabilidad lateral del avión viene proporcionada básicamente por el diseño en ángulo [diedro](#) de las alas, por el cual los extremos de las alas están en un plano más alto que la parte anclada al fuselaje. El efecto estabilizador de este diseño, ocurre cuando un ala es bajada súbitamente por una ráfaga de aire y debido a ello el avión se desliza sobre esa ala. Este deslizamiento produce un aumento del ángulo de ataque del ala bajada con respecto del ala que está más alta; este incremento produce sustentación adicional en el ala bajada haciendo que esta suba y recupere el equilibrio.

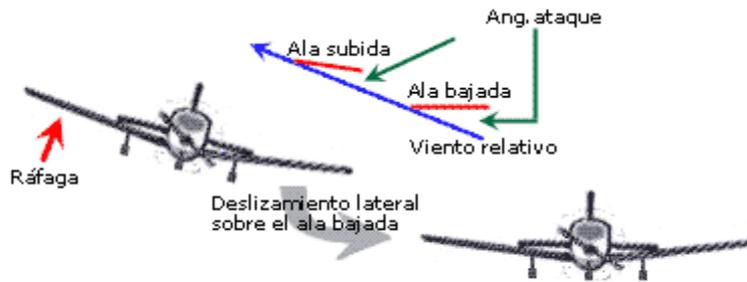


Fig.1.6.11 - Desarrollo de la estabilidad lateral.

1.6.7 Estabilidad direccional.

La estabilidad direccional concierne al movimiento del avión sobre el [eje vertical](#). Si el eje longitudinal del aeroplano tiende a seguir la trayectoria de vuelo, bien en vuelo recto o en giros, se dice que es direccionalmente estable. más claro de comprender si hablamos de estabilidad sobre el eje de guiñada.

El elemento que proporciona estabilidad direccional al avión es el estabilizador vertical de cola, que tiene el mismo funcionamiento aerodinámico que los demás estabilizadores. Si una racha de viento alcanza al avión por un costado, el mayor par de fuerza ejercido por el estabilizador vertical hará que la cola trate de orientarse hacia la ráfaga, moviendo el morro al lado contrario y recuperando de esta forma la trayectoria.

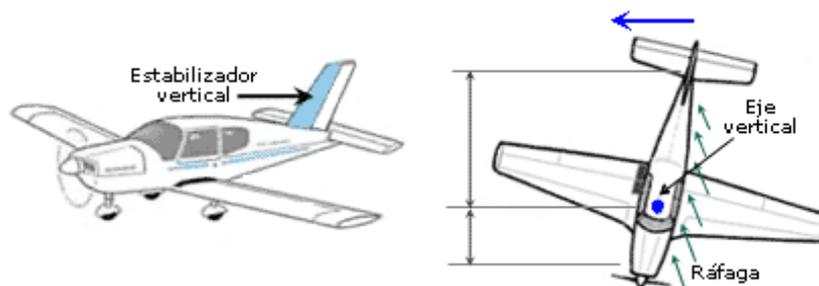


Fig.1.6.12 - Estabilizador vertical y estabilidad direccional.

Notas:

Aunque se ha invertido un gran cantidad de tiempo, dinero y esfuerzo para diseñar aviones que mantengan un estado de equilibrio, el piloto debe ser capaz de interrumpir ese equilibrio para maniobrar el avión.

Supongamos que estamos en vuelo recto y nivelado; si deseamos hacer un giro debemos actuar sobre los mandos correspondientes, con lo cual rompemos una situación de equilibrio para ir a otra posición distinta; lo mismo si queremos subir, bajar o volver de nuevo a vuelo recto y nivelado.

De lo visto en este capítulo, se deduce que un aeroplano estable es fácil de volar; ahora bien esto no significa que el piloto deba depender enteramente de la estabilidad del avión para volver a la condición de vuelo original. Incluso en los aeroplanos más estables, se requiere el uso de los controles de vuelo para retornar a la actitud de vuelo

deseada.

Un avión bien diseñado requiere menos esfuerzo para controlarlo. Un avión tendrá un tipo de estabilidad según la función para la cual se ha diseñado. Si es estable se comportará con nobleza aun a costa de presentar esfuerzo en los mandos, ya que tratará de volver a su posición de equilibrio; por el contrario, un avión inestable tendrá un comportamiento nervioso ya que cualquier movimiento sacará al avión con facilidad de su posición de equilibrio, característica esta que lo hace idóneo para el vuelo acrobático.

Sumario:

- Equilibrio es el estado de un cuerpo o sistema cuando la resultante de las fuerzas que actúan sobre él es nula.
 - Estabilidad es la respuesta de un sistema cuando se le mueve de una posición de equilibrio.
 - En un sistema multidimensional debemos considerar la estabilidad para cada uno de sus ejes por separado.
 - Hay dos tipos de estabilidad: estabilidad estática, denominada habitualmente estabilidad sin más, y estabilidad dinámica o amortiguamiento.
 - La estabilidad puede ser positiva, negativa o neutra.
 - Cuando un sistema tiene estabilidad estática positiva pero no suficiente estabilidad dinámica (amortiguación) surgen las oscilaciones.
 - La estabilidad en un avión se refiere a cada uno de los tres ejes del mismo: longitudinal, lateral y vertical.
 - Un avión tiene una gran capacidad de amortiguamiento vertical.
 - El amortiguamiento al alabeo es crucial para el vuelo, y su desarrollo se consigue dándole "torsión" a las alas. En este diseño el ángulo de incidencia va decreciendo de la raíz del ala hacia el extremo.
 - Los estabilizadores funcionan bajo los mismos principios aerodinámicos que las alas.
 - La estabilidad longitudinal del avión esta resuelta primariamente por el estabilizador horizontal de cola.
 - Recibe el nombre de decalaje la diferencia de ángulos de incidencia entre superficies aerodinámicas.
 - La situación del centro de gravedad del avión con respecto al centro aerodinámico tiene una gran influencia sobre la estabilidad longitudinal.
 - Un avión debe ser estable longitudinalmente a distintos ángulos de ataque, no respecto al horizonte.
 - El diseño en ángulo diedro de las alas es el que básicamente proporciona estabilidad lateral al avión.
 - El elemento que proporciona estabilidad direccional al avión es el estabilizador vertical de cola.
-

PRINCIPIOS BASICOS

1.7 ÁNGULO DE ATAQUE.

En este capítulo se detalla con más profundidad un concepto fundamental en aviación, el ángulo de ataque, cuya definición ya vimos en el [capítulo 1.3](#). En dicho capítulo se definía el ángulo de ataque como el ángulo agudo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo, o sea, el ángulo con el cual el aire incide sobre las alas.

1.7.1 El ángulo de ataque.

El ángulo de ataque es quizá uno de los conceptos más usados e importantes en aviación, debido a que muchos de los números críticos relativos al rendimiento del avión están íntimamente relacionados con el ángulo de ataque.

- La pérdida ocurre con un determinado ángulo de ataque.
- El mejor ángulo de ascenso es un ángulo de ataque.
- La mejor velocidad de ascenso se da con un ángulo de ataque concreto.
- El mejor ratio de planeo ocurre con un ángulo de ataque determinado.
- Cuando se compensa en profundidad el avión, en realidad se está seleccionando un ángulo de ataque.
- La tasa de descenso más baja en planeo ocurre con un ángulo de ataque particular.

En un sentido real, el ángulo de ataque afecta a casi todo: cambiando el ángulo de ataque el piloto controla la sustentación, la velocidad, la resistencia... El ángulo de ataque controla directamente la distribución de presiones arriba y abajo del ala.

Aunque la densidad del aire, la superficie alar, los factores de velocidad, etc... hacen variar la sustentación y la resistencia de la misma manera en cualquier perfil aerodinámico, la variación de sustentación y resistencia con distintos ángulos de ataque es una característica propia de cada uno de estos perfiles. El gráfico de la fig.1.7.1 muestra un ejemplo de la variación de los coeficientes de sustentación y resistencia en función del ángulo de ataque, para un perfil concreto.

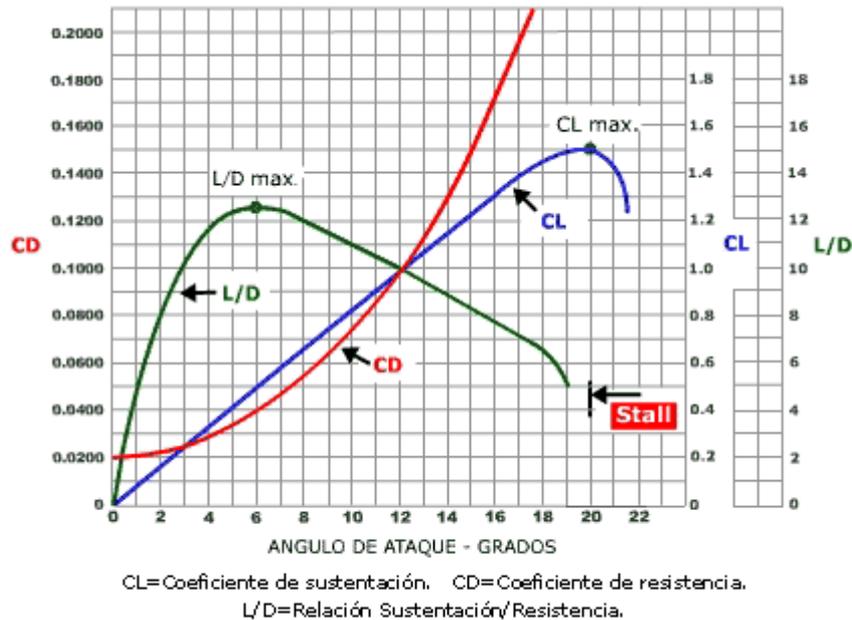


Fig.1.7.1 - Variación de sustentación y resistencia s/ángulo de ataque.

1.7.2 Percepción del ángulo de ataque.

Los hermanos Wright tenían un único instrumento en su primer aeroplano, un indicador del ángulo de ataque. Este consistía en un simple palo que sobresalía hacia adelante en el borde de ataque del ala, con una tira de tela en la punta; la tira se alineaba con el viento relativo, sirviendo el palo como referencia y también como sostén de la tira en una región de aire no alterada por el ala. El ángulo entre la tira y el palo indicaba el ángulo de ataque.

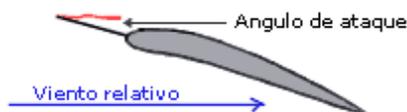


Fig.1.7.2 - Indicador de ángulo de ataque.

Sin embargo, hoy en día muchos aviones no tienen ningún instrumento que dé una indicación directa del ángulo de ataque. Aunque parezca extraño, muchos aviones de línea que tienen sensores de ángulo de ataque, no tienen dispositivos que den esa información a la tripulación, solo al piloto automático. Por eso, desde el primer contacto con el avión los instructores insisten en que el alumno perciba la actitud del avión (morro arriba, morro abajo, morro nivelado) por referencias visuales, como una forma de percibir de manera indirecta el ángulo de ataque.

A pesar de esta carencia, debemos ser capaces de mantener el ángulo de ataque que llevamos en cada momento mediante:

- a. Nuestras percepciones: debemos acostumbrarnos a reconocer las posiciones de morro, fijarnos en la posición de las alas, tomar referencias con partes del aeroplano, etc. La idea de controlar la actitud del avión mientras se mira fuera es muy importante. Es común encontrar estudiantes que vuelan bien mirando al

frente, pero que descontrolan la actitud del avión cuando miran a los lados; esto les hace complicado mirar si hay otros tráficos o encontrar los puntos de una ruta. Además, siempre existe la posibilidad de que uno o más instrumentos se averíen y tengamos que controlar el ángulo de ataque basándonos en nuestras sensaciones.

- b. El [indicador de velocidad](#), que nos da la mejor información sobre el ángulo de ataque.

Una regla que proporcionan algunos instructores para reconocer "grosso modo" el ángulo de ataque es: "si el avión tiene una actitud de morro arriba y está ascendiendo el ángulo de ataque es bajo, pero con esa misma actitud si el avión está descendiendo el ángulo de ataque es alto". Esta aseveración es cierta, pero **!cuidado!** porque es incompleta, por ejemplo podemos estar descendiendo con una actitud de morro abajo y sin embargo tener un ángulo de ataque alto.

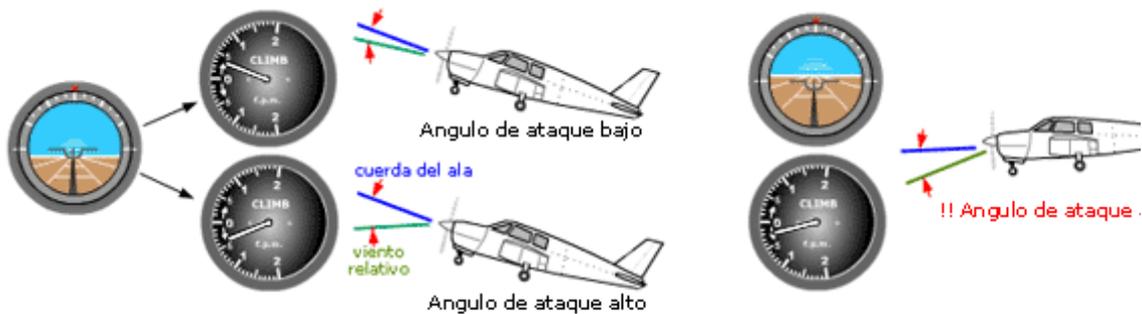


Fig.1.7.3 - ¿reconocimiento? del ángulo de ataque por la actitud y el variómetro.

Debemos tener claro que aunque la actitud del avión (morro arriba, abajo o nivelado) y el ángulo de ataque están relacionados, no son lo mismo. La actitud se mide respecto al horizonte, el ángulo de ataque respecto a la dirección del viento relativo. En cualquier situación donde el viento relativo no es horizontal debemos ser precavidos.

1.7.3 Relación con otros ángulos.

A pesar de la dificultad de percibir el ángulo de ataque, hay otros ángulos relacionados con el mismo que nos ayudan a percibirlo. Estos son: ángulo de actitud, de incidencia, y de ascenso/descenso. La fórmula que relaciona estos ángulos es la siguiente:

$$\text{Actitud}^\circ + \text{Incidencia}^\circ = \text{Ataque}^\circ + \text{Ascenso}^\circ$$

Quizá el caso más sencillo sea el vuelo recto y nivelado a velocidad constante; la actitud es 0°, el ángulo de ascenso es 0° y el ángulo de ataque es igual al ángulo de incidencia.

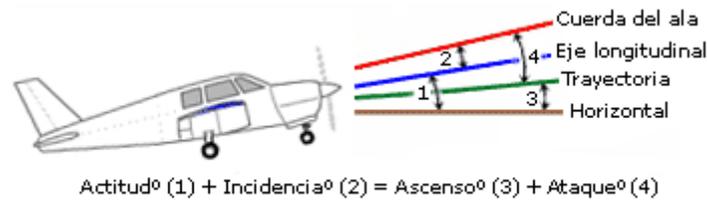


Fig.1.7.4 - Relaciones entre ángulos.

Normalmente el ángulo de incidencia es constante, por lo que el ángulo de ataque depende solo de la actitud y la dirección de vuelo (ascenso/descenso). Si los instructores insisten durante las lecciones prácticas en que aprendamos a percibir y controlar la actitud del avión, se debe precisamente a que de esta manera percibimos y controlamos indirectamente el ángulo de ataque, tal como se ha explicado.

Sin embargo, en las maniobras con flaps (despegue y aterrizaje) se ha de tener en cuenta que desplegarlos tiene el efecto de incrementar la incidencia en varios grados. Al aumentar uno de los valores de la izquierda de la fórmula (incidencia), o minoramos el otro valor (actitud) para seguir manteniendo la igualdad, o la suma de la derecha (ataque + ascenso) aumentará en la misma cantidad. Resumiendo: la percepción del ángulo de ataque por la actitud habitual en vuelo cambia cuando se tienen los flaps extendidos, y este cambio de percepción es mayor cuanto mayor es el grado de deflexión de los flaps.

1.7.4 Cambiando el ángulo de ataque.

En [1.5.2](#) vimos como el volante de control provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o abajo). Este movimiento de cabeceo hace variar el ángulo de ataque; o sea que el ángulo de ataque se controla mediante el volante de control. En el capítulo [1.1.10](#) veremos el efecto que tiene la variación del ángulo de ataque sobre la velocidad y la altura.

Para realizar un cambio en el ángulo de ataque, simplemente levante o baje el morro del aeroplano actuando sobre el volante de control. Una vez conseguida la actitud adecuada para el nuevo ángulo de ataque, libere un poco la presión y mueva el compensador hasta notar que no es necesario ejercer fuerza sobre el volante, lo que se llama "volar sin manos".

Si un aeroplano es desplazado del ángulo de ataque para el cual está compensado, por ejemplo por una ráfaga de aire, intentará volver a su posición de equilibrio, pero no lo conseguirá inmediatamente sino que oscilará hasta encontrarla. Estas oscilaciones son suaves y pueden corregirse fácilmente actuando sobre el volante de control. En aire no turbulento Vd. puede compensar el avión y dejarlo solo, pero si el aire es turbulento provocará bastantes oscilaciones y tendrá que intervenir sobre los mandos de forma más frecuente.

Aunque el compensador ahorra esfuerzo y facilita el trabajo, no es un procedimiento adecuado iniciar un cambio de actitud, velocidad o ángulo de ataque con el compensador, pues ello provocará un montón de oscilaciones. Haga los cambios mediante el volante de control y una vez conseguidos, actúe sobre el compensador para deshacerse de la presión sobre los mandos.

Conclusión: La forma mejor y más simple para que un avión vuele con un ángulo de

ataque constante es compensarlo y dejarlo solo. Un aeroplano, por su propia estructura y diseño, está compensado para un ángulo de ataque definido. Los estudiantes primerizos, tienen la sensación equivocada de que ha de desarrollarse una gran habilidad y estar interviniendo en los mandos continuamente para mantener el aparato bajo control. Otra sensación equivocada de los aspirantes a piloto, es que hay que mantener los controles firmemente sujetos, hasta el punto de que algunos bajan de las clases prácticas con los nudillos blancos. Producto de este "agarrotamiento" en los mandos, es que cada vez que se mira a algún lugar que no sea al frente, el avión realiza un movimiento incontrolado; si el piloto mira hacia atrás, tira a la vez de los mandos y el avión se encabrita; si mira a un lado y abajo, allá que va el avión, etc. Un piloto experimentado sujeta ligeramente los mandos y los mueve con suavidad y firmeza.

1.7.5 Ángulo de ataque crítico.

Se denomina **ángulo de ataque crítico** a aquel que produce la mayor sustentación y a partir del cual un aumento del ángulo de ataque no se traduce en un incremento de la sustentación.

Sabemos que la sustentación se produce por la diferencia de presiones entre las partes superior e inferior del ala, más la reacción hacia arriba que produce la acción del flujo de aire deflectado hacia abajo en el borde de salida del ala. A medida que se incrementa el ángulo de ataque la diferencia de presiones es mayor debido a que presentamos a la corriente de aire una mayor curvatura; además, al ser mayor el ángulo del aire deflectado en el borde de salida, mayor es la reacción hacia arriba, por tanto tenemos más sustentación (y también más resistencia). Pero este proceso no es infinito. Cuando el ángulo de ataque excede el ángulo crítico comienza a disminuir la sustentación hasta producirse la entrada en pérdida.

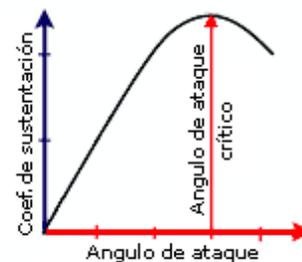


Fig.1.7.5 - Ángulo de ataque crítico.

El gráfico de la fig.1.7.5 muestra que el coeficiente de sustentación (**CL**) es una función sencilla del ángulo de ataque, y como este coeficiente va aumentando con el ángulo de ataque hasta un punto (ángulo de ataque crítico) a partir del cual comienza a disminuir. Cada perfil tiene su propio ángulo de ataque crítico.

1.7.6 Relación entre ángulo de ataque y velocidad.

En [1.3.2](#) vimos la fórmula de la sustentación ($L=CL*q*S$) donde **CL** es el coeficiente de sustentación, directamente proporcional al ángulo de ataque; **q** la presión aerodinámica ($1/2\rho v^2$ donde ρ es la densidad y v la velocidad del viento relativo) y **S** la superficie alar. Como en vuelo normal la sustentación es siempre muy cercana al peso y puesto que la superficie alar es invariable (salvo que se extiendan flaps), la fórmula anterior podría escribirse:

$$\text{Sustentación (L)} = \text{Coeficiente de sustentación (CL)} * 1/2\rho v^2$$

(q)

La igualdad reflejada en esta fórmula pone de relieve que:

1. En la sustentación total producida L los principales ingredientes son la velocidad y el ángulo de ataque, relacionados de forma que,
2. Para mantener una misma cantidad de sustentación, si la velocidad v disminuye, el coeficiente de sustentación CL (que depende del ángulo de ataque) debe incrementarse y viceversa, tal como muestra el gráfico de la fig.1.7.6.

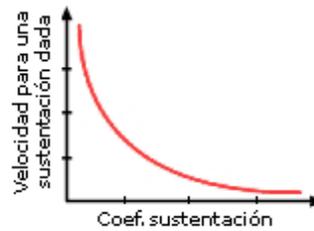


Fig.1.7.6 - Velocidad vs. Coef.sustentación.

Puesto que los gráficos de las figuras 1.7.5 y 1.7.6 tienen en común el coeficiente de sustentación, combinando ambos vemos la correspondencia existente entre velocidades y ángulos de ataque, tal como se muestra en la fig.1.7.7; a mayor coeficiente de sustentación mayor ángulo de ataque y menor velocidad; cuando este coeficiente ha alcanzado su máximo la velocidad está en el mínimo; este mínimo es la velocidad de pérdida (V_s).

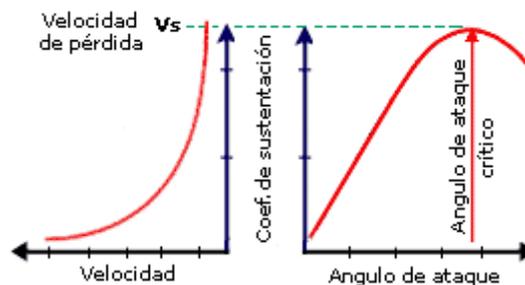


Fig.1.7.7 - Velocidad vs. Ángulo de ataque.

¡OJO! Este gráfico solo trata de mostrar la relación entre velocidad y ángulo de ataque, y asume condiciones estándar en cuanto a sustentación necesaria y a los factores que afectan a la velocidad (densidad, etc...). Por ejemplo, en condiciones de mayor necesidad de sustentación, como por ejemplo en un viraje cerrado, la curva de velocidad se desplazaría hacia la izquierda (la velocidad de pérdida es mayor).

Una idea intuitiva que podemos extraer tanto de la fórmula anterior como de este último gráfico, es que altas velocidades implican bajos ángulos de ataque mientras que bajas velocidades implican ángulos de ataque altos. Teniendo en cuenta que el factor velocidad, v en la fórmula, interviene elevado al cuadrado, se comprende que volar con velocidades muy bajas ([ver 5.10](#)) implica un coeficiente de sustentación (CL) muy elevado, o sea ángulos de ataque muy pronunciados.

Si a un coeficiente de sustentación determinado le corresponde un ángulo de ataque y una velocidad concreta, podemos afirmar que para una misma cantidad de sustentación, a cada ángulo de ataque le corresponde una velocidad del indicador y viceversa, lo cual nos corrobora que **el indicador de velocidad es realmente un buen indicador del ángulo de ataque.**

Con una excepción: hay un amplio rango de ángulos de ataque cercanos al ángulo crítico que producen el mismo coeficiente de sustentación, circunstancia que se observa en las fig. 1.7.5 y 1.7.7 donde vemos que la curva se hace casi plana en las cercanías del ángulo de ataque crítico. Estos ángulos corresponden a velocidades muy cercanas a la velocidad de pérdida.

En casi todos los regímenes de vuelo, incluyendo especialmente la aproximación final, el indicador de velocidad nos da la mejor información sobre el ángulo de ataque. Pero durante la recogida en el aterrizaje, estamos en velocidades cercanas a la pérdida y este indicador no nos dice nada que necesitemos conocer.

Notas.

En el rango de ángulos de ataque correspondientes a vuelo normal (entre unos 3° y 10°) sucede que:

- El coeficiente de sustentación es proporcional al ángulo de ataque.
- El coeficiente de resistencia inducida es proporcional al cuadrado del ángulo de ataque, y
- El coeficiente de resistencia parásita es esencialmente constante.

Con ángulos de ataque más altos, lo anterior deja de tener validez. El coeficiente de resistencia parásita aumenta muy rápidamente, y el de resistencia inducida se incrementa algo, no hay en estos casos razones de proporcionalidad.

Sumario:

- El ángulo de ataque es el ángulo agudo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo.
- La variación de la sustentación y la resistencia con el ángulo de ataque es propia de cada perfil aerodinámico. Lo mismo el ángulo de ataque crítico.
- Actitud° + Incidencia° = Ataque° + Ascenso.
- Ángulo de ataque crítico es aquel que produce la mayor sustentación y a partir del cual un aumento del ángulo de ataque no se traduce en un incremento de la sustentación.
- El coeficiente de sustentación es un ratio que mide básicamente la efectividad del ala para convertir la presión aerodinámica en sustentación; es un número dimensional y no tiene unidad de medida. Se compone de un valor fijo según el tipo de perfil (coeficiente aerodinámico) más otro variable con el ángulo de ataque. Este coeficiente aumenta con el ángulo de ataque hasta llegar al CL máximo a partir del cual comienza a disminuir.
- Un ala típica puede tener un coeficiente de sustentación de alrededor de 1.5 sin extender flaps; es muy difícil conseguir un coeficiente mayor de 2.5 incluso con flaps extendidos.
- El coeficiente de sustentación (**CL**) es una función simple del ángulo de ataque.
- En la sustentación total producida los principales ingredientes son la velocidad y el ángulo de ataque.

- Para la misma sustentación, si la velocidad disminuye el coeficiente de sustentación debe incrementarse y viceversa.
- Para una misma cantidad de sustentación, a cada ángulo de ataque le corresponde una velocidad y viceversa.
- El indicador de velocidad es el dispositivo que mejor información nos da sobre el ángulo de ataque, excepto en velocidades cercanas a la pérdida.
- La aseveración "con una actitud de morro arriba si el avión está ascendiendo el ángulo de ataque es bajo y si está descendiendo el ángulo de ataque es alto" es cierta, pero ¡ojo! incompleta.
- Por su estructura y diseño, si se compensa un avión para un ángulo de ataque específico, este debe mantenerlo sin necesidad de estar haciendo correcciones continuamente.
- Sujetar los mandos con suavidad y firmeza. El volante de control además de servirnos para efectuar modificaciones en el ángulo de ataque debe servirnos para "sentir" los cambios de ángulo de ataque.

1.8 LA PÉRDIDA.

En este capítulo veremos como se produce una situación que, no controlada y según en que circunstancias se produzca, puede entrañar un alto riesgo para la integridad física de los pasajeros y del aparato: la pérdida.

La pérdida (en inglés stall) es el efecto provocado por la incapacidad del ala para seguir produciendo sustentación, y se produce cuando el avión vuela con un ángulo de ataque mayor que el [ángulo de ataque crítico](#). No hay nada mágico en este ángulo, la sustentación no cae a cero, es más, en este punto es donde se alcanza el coeficiente máximo de sustentación. Lo que sucede es que pasado este ángulo crítico disminuye la sustentación y la resistencia se incrementa dando lugar a la entrada en pérdida.

Para tener una idea de como se produce la pérdida físicamente, veamos primero unos conceptos sencillos sobre fluidos:



Fig.1.8.1 - Flujo laminar vs. Flujo turbulento. En el espacio libre el flujo no interactúa con los objetos, pero si un objeto está cercano al flujo del fluido, interactúa con el mismo cambiando sus características de velocidad como veremos seguidamente.

El flujo puede permanecer laminar en tanto las laminas no interactúan lo suficiente para causar movimientos secundarios entre ellas, pero en caso contrario la mezcla libre y aleatoria de las láminas hacen el flujo turbulento.

El flujo puede cambiar de laminar a turbulento en base a:

1. Un cambio en la velocidad del flujo.
2. Alteraciones del propio flujo.
3. Rugosidad de la superficie sobre la que fluye.
4. Los gradientes de presión. Cuando la presión estática decrece con la distancia a lo largo del flujo, las alteraciones en el flujo se amortiguan; cuando esta presión aumenta, las alteraciones se amplifican. La reducción de presión estática en la sección delantera del ala ayuda a mantener el flujo laminar. [\(1.8.3\)](#)
5. Otros factores: densidad del fluido (P), su velocidad (V), la longitud (L =cuerda del ala en este caso) y el coeficiente de viscosidad (u), que los ingenieros relacionan en un número dimensional llamado número de Reynolds $R=(PVL)/u$.

Cuando un fluido fluye sobre una superficie, debido a la fricción, la capa más cercana a la superficie se detiene completamente. Encima de esta capa se forman otras, cada una de las cuales tiene menos fricción que la anterior y por tanto mayor velocidad. Así hasta que a partir de una capa concreta no hay fricción y las capas tienen la velocidad libre del fluido.

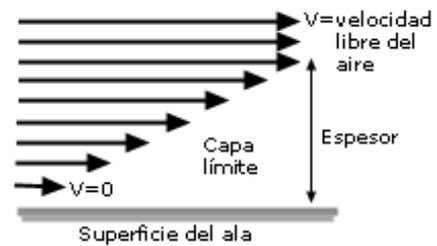


Fig.1.8.2 - Capa límite.

Al conjunto de capas que van desde la que tiene velocidad cero (la más cercana al ala) hasta la que tiene velocidad libre se le llama **capa límite**, y a la distancia entre la primera y la última **espesor de la capa límite**.

El espesor de la capa límite suele aumentar a medida que el fluido se mueve a lo largo de la superficie. La cantidad de este aumento depende de la viscosidad del fluido, la velocidad del flujo, la suavidad/rugosidad de la superficie, y la forma de esta.

A la capa límite cuyo flujo es laminar se le suele llamar capa límite laminar que a veces se abrevia como capa laminar, mientras que si el flujo es turbulento la capa recibe el nombre de capa límite turbulenta, abreviada como capa turbulenta.

Cuando la capa límite comienza a fluir por el borde de ataque del ala lo hace en forma de **capa laminar**, pegada al ala y muy fina; pero a medida que fluye hacia el borde de salida, mas o menos por el centro del ala, comienza a perder velocidad debido a la fricción y se va haciendo **capa turbulenta**, más separada del ala y con más grosor. Mientras la capa es laminar, se mantiene pegada al ala y produce sustentación, pero al convertirse en turbulenta aumenta su separación del ala y no produce sustentación. El punto en el cual la capa laminar se va convirtiendo en turbulenta e incrementa su grosor se denomina "transición a turbulencia" o "transición de capa límite".

1.8.2 Como y porqué se produce.

Ya estamos en condiciones de saber como entra en pérdida un ala. Con moderados ángulos de ataque el flujo de aire sigue el contorno de la superficie del ala y el punto de transición a turbulencia se mantiene cercano al borde de salida (1); pero a medida que el ángulo de ataque se incrementa (2), el flujo de aire tiene mayor dificultad para seguir el contorno del ala debido al intenso cambio de dirección y el punto de transición se va desplazando hacia el borde de ataque (3); cuando el ángulo de ataque es mayor que el ángulo crítico, el aire es incapaz de seguir el contorno del ala, el punto de transición está tan adelantado que apenas hay capa laminar y casi toda es turbulenta (4). En ese momento la presión diferencial se ha reducido y la resistencia se ha incrementado, hasta el punto de que no hay sustentación suficiente para soportar el peso del aeroplano y el ala entra en pérdida.

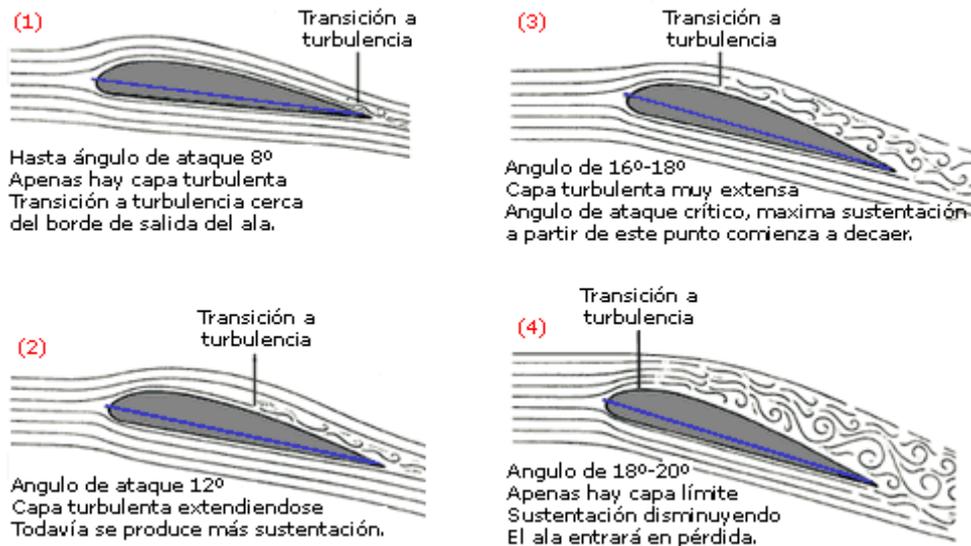


Fig.1.8.3 - Incremento del ángulo de ataque y entrada en pérdida.

La pérdida es un fenómeno exclusivamente aerodinámico que se produce por un excesivo ángulo de ataque. Conviene recordar que el ángulo de ataque está formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo, la cual no tiene porqué coincidir con la dirección a la que apunta el morro del avión.

Insisto, la pérdida se debe a un excesivo ángulo de ataque y puede ocurrir **con cualquier velocidad, cualquier actitud y cualquier potencia.**

1.8.3 Velocidad de pérdida.

Según vimos en el capítulo anterior, los aviones no tienen normalmente indicadores de ángulo de ataque pero si indicador de velocidad, que nos da una buena información sobre el ángulo de ataque. Esta es la razón por la cual se habla de velocidades de pérdida y como tales vienen tabuladas en los manuales. En estas, el constructor suele indicar la velocidad que corresponde al ángulo de ataque que provoca la entrada en pérdida, según distintos factores (grados de alabeo, peso...). Esta velocidad aumentada en un 5% a 10%, se denomina **velocidad de pérdida.**

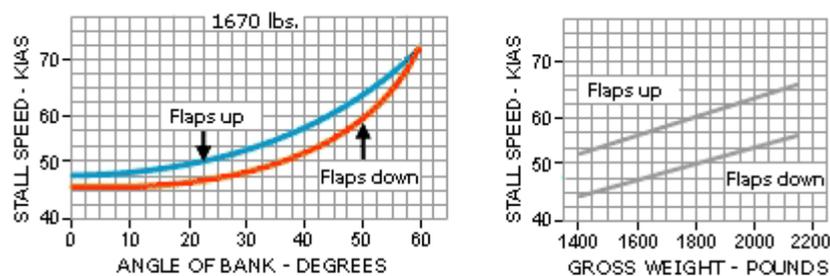


Fig.1.8.4 - Velocidad de pérdida según distintos factores.

Hay dos aspectos que conviene conocer respecto al ángulo de ataque crítico y la velocidad de pérdida. Cada perfil en particular tiene un ángulo de ataque, normalmente entre 16° y 20° , en el cual el flujo de aire se separa del ala y esta entra en pérdida. Aunque los expertos en aerodinámica dicen que el ángulo de ataque crítico no es siempre una constante absoluta, a efectos prácticos se considera constante, con

independencia del peso, la presión aerodinámica, el ángulo de alabeo, etc... o sea, que cada aeroplano tiene un ángulo de ataque crítico específico, el cual corresponde al coeficiente máximo de sustentación **CL**.

Por el contrario, la velocidad de pérdida de un aeroplano dado no tiene un valor fijo y constante para todas las situaciones de vuelo, pues los factores anteriores si que la afectan.

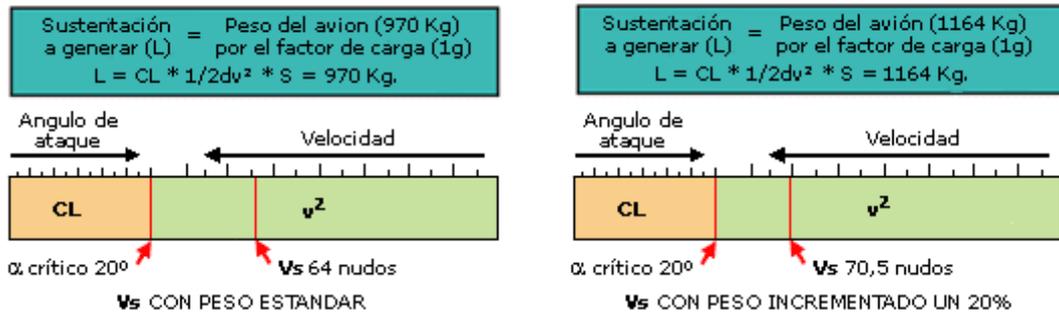


Fig.1.8.5 - Variación de la velocidad de pérdida (V_s) con el peso.

En la fig.1.8.5 se muestra un ejemplo de lo expuesto. Supongamos que volamos recto y nivelado a 80 nudos en un avión cuyo peso total es de 970 kg.; si ahora levantamos el morro del avión a un ángulo de ataque de 20° (se asume que ese es el ángulo crítico), el avión decelerará rápidamente; con velocidad de 70.5 nudos la sustentación generada (L) es suficiente, pero con el anemómetro marcando 64 nudos es insuficiente y el avión entrará en pérdida. Si repetimos la experiencia, pero ahora con un peso total de 1164 kg., al llegar a la velocidad de 70,5 nudos, la sustentación generada, que hubiera sido suficiente para mantener el peso anterior, es insuficiente y el aeroplano entrará en pérdida.

De nuevo: el ángulo de ataque crítico es constante para cada perfil, pero la velocidad de pérdida varía con determinadas condiciones.

La omisión de los valores de **S** (Superficie alar) y **d** (densidad) en el gráfico anterior no es casual. La superficie alar es constante (salvo que se extiendan flaps, que no es el caso), por lo cual se puede omitir para este ejemplo, pero ¿y la densidad?. Pues sucede que el [anemómetro](#) mide diferencias de presiones (estática y de impacto) y las transforma en velocidades relativas. La variación en la densidad del aire que afecta a la sustentación, afecta de la misma manera al anemómetro, de lo cual resulta que este opera como si corrigiera de forma automática estas variaciones. En otras palabras: las velocidades críticas del aeroplano (V_s , V_x , V_y ...) **NO** se corrigen por el factor densidad, el anemómetro ya lo hace (ver [Notas](#)).

1.8.4 Condiciones que afectan a la pérdida.

El peso del avión. Las velocidades de pérdida tabuladas por el fabricante son para un peso determinado del avión, es decir que por debajo de esa velocidad un avión con el peso dado entra en pérdida. Pero si el peso es mayor, la entrada en pérdida se producirá antes pues antes se dará el déficit de sustentación. En definitiva, al aumentar el peso del avión aumenta también la velocidad de pérdida.

Por otra parte, si el peso del aeroplano es inferior al tabulado por el fabricante, el porcentaje de reducción de la velocidad de pérdida es la mitad del porcentaje de

reducción del peso. Por ejemplo: si se reduce el peso un 10%, la velocidad de pérdida se reduce solo un 5%.

Balance de la carga. Aunque por si mismo no supone un aumento o disminución de la velocidad de pérdida, una deficiente distribución de la carga si puede afectar, y muy negativamente, a las características de la pérdida (ver los capítulos [4.2](#) y [4.3](#)).

La configuración del avión. Los dispositivos hipersustentadores (flaps o slats) aumentan la sustentación del avión, con lo cual la velocidad de entrada en pérdida con ellos extendidos es menor que con el avión "limpio" (dispositivos sin extender).

La potencia aplicada. Normalmente el eje de propulsión está ligeramente desplazado hacia arriba respecto al eje longitudinal del avión. Debido a esto, existe una pequeña fuerza de sustentación, que corresponde al vector vertical de la propulsión. Esta sustentación adicional es pequeña y no merece tenerse en cuenta respecto a la velocidad de pérdida, pero si que afecta a las características de pérdida que son ligeramente distintas según se produzca con o sin potencia aplicada.

El factor de carga. Se detalla a continuación.

1.8.5 El factor de carga.

El factor de carga es la relación que existe entre la carga total soportada por las alas y el peso bruto del avión con su contenido (Carga soportada / Peso bruto del avión = Factor de Carga).

Como el peso se debe a la fuerza de la gravedad, el factor de carga se suele expresar en términos de relación con ella: en "g". Así un factor de carga de 3 "ges" significa que la carga sobre la estructura del avión es de 3 veces su peso actual. Por ejemplo: si el avión pesa 1000 kg. se está soportando una carga de 3000 kg. ($1000 \times 3 = 3000$).

Este factor puede ser positivo o negativo. Es positivo (g positiva) cuando la fuerza es hacia abajo, y es negativo (g negativa) cuando es hacia arriba; en las g positivas el peso del piloto aumenta quedando "pegado" al asiento, mientras que en las g negativas el peso disminuye y el piloto "flota" en el asiento.

El factor de carga es importante por dos razones: Por la sobrecarga estructural impuesta a las alas, que pueden llegar a romperlas, y porque la velocidad de pérdida se incrementa en proporción al factor de carga.

Durante el vuelo, las alas del aeroplano deben soportar todo el peso de este; en la medida en que se mueva a una velocidad constante y en vuelo recto, la carga impuesta sobre las alas es constante (1g) y un cambio de velocidad en esta situación no produce cambios apreciables en el factor de carga. Pero si el cambio es de trayectoria, hay una carga adicional al peso del avión, más acusada si este cambio se hace a alta velocidad y bruscamente. Esta carga adicional se debe a la fuerza centrífuga, que es la fuerza de inercia que se manifiesta en todo cuerpo cuando se le obliga a variar de dirección (horizontal o vertical).

Por tanto cualquier cambio de trayectoria del avión implica en mayor o menor medida

una fuerza centrífuga que incrementa el factor de carga. Cualquier fuerza aplicada a un avión que lo saque de su trayectoria produce tensión sobre su estructura, el total del cual es el factor de carga.

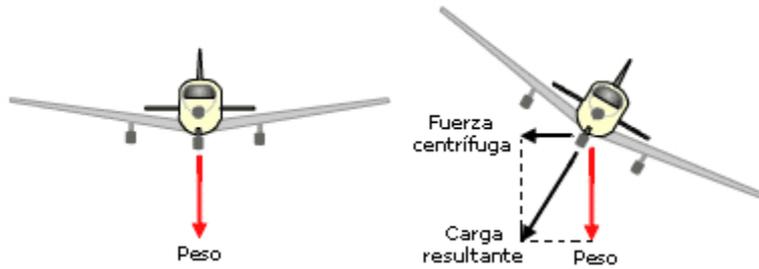


Fig.1.8.6 - Factor de carga en virajes.

El factor de carga en vuelo recto. Si en vuelo recto y nivelado se tira bruscamente del volante o palanca de control hacia atrás, el avión se encabritará (morro hacia arriba) y entrará en una trayectoria de curva hacia arriba lo cual incrementa el factor de carga.

El factor de carga en los virajes. En cualquier avión, a cualquier velocidad, si se mantiene una altitud constante durante un giro coordinado, el factor de carga para un determinado grado de inclinación es el mismo (ver [cap.5.7](#)).

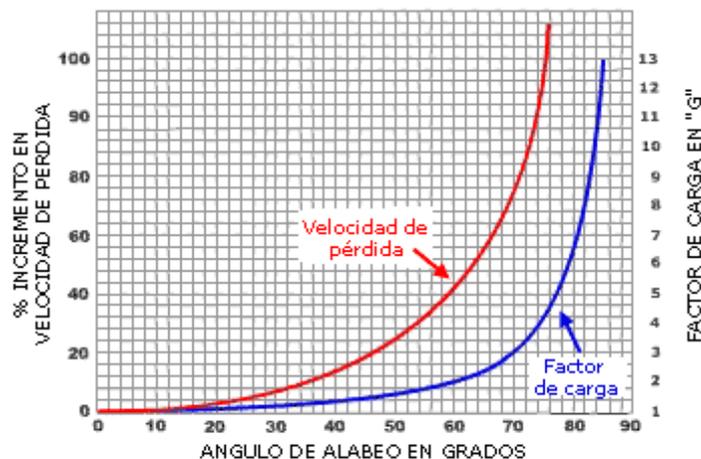


Fig.1.8.7 - Velocidad de pérdida y factor de carga s/alabeo.

La figura anterior revela un factor importante en los virajes: el factor de carga se incrementa lentamente hasta unos 40° ($g=1.31$), algo más deprisa hasta unos 60° ($g=2$) y a partir de ahí explosivamente, llegando a tomar el valor 4 para 75° y 5.76 para 80°. Es importante recordar que las alas deben producir sustentación igual al factor de carga pues de otra manera sería imposible mantener la altitud.

Aunque un avión puede ser alabeado a 90°, un giro a altitud constante con esta inclinación es imposible matemáticamente para aviones convencionales. A algo más de 80° el factor de carga supera los 6 Gs que es generalmente el límite estructural en aviones diseñados para vuelo *acrobático*. Para aviones convencionales ligeros el máximo alabeo en un giro a altura constante es de 60°. Un incremento de 10° supone 1 G de carga adicional, que pone al aeroplano muy cerca del punto de tensión que puede provocarle daños estructurales.

Factor de carga en turbulencias. Aunque los aviones están diseñados para soportar ráfagas de considerable intensidad, la aceleración impuesta por estas supone un incremento del factor de carga, particularmente sobre las alas. Este incremento es proporcional a la velocidad del avión. Por eso en condiciones de turbulencia moderada o extrema conviene reducir la velocidad del avión a la velocidad de maniobra especificada por el fabricante.

Relación entre el factor de carga y la pérdida. La velocidad de pérdida se incrementa en un factor igual a la raíz cuadrada del factor de carga; es decir que si un avión tiene una velocidad normal de pérdida de 50 kts, entrará en pérdida a 100 kts si se le aplica un factor de carga de 4g ($50 \cdot \sqrt{4} = 100$). Por ejemplo, sabemos que en un giro de 60° el peso del avión se duplica (2g), y por tanto la velocidad necesaria para producir sustentación se multiplica por $\sqrt{2}$, es decir por 1.4142; si en vuelo normal el avión entra en pérdida a 65 kts, en un giro de 60° entraría en pérdida a 92 kts ($65 \cdot 1.4142$). El aumento de la velocidad de pérdida debe ser tenido muy en cuenta en maniobras donde el factor de carga sufre un gran incremento (giros cerrados, espirales, etc.). Por la misma razón, no debe hacerse tampoco una pérdida intencionada por encima de la velocidad recomendada, ni efectuar movimientos bruscos a alta velocidad, p.ejemplo: levantar el morro de forma súbita.

Categorías. Todos los aeroplanos están diseñados cumpliendo unos requerimientos de esfuerzo, en función del uso que se vaya a hacer del mismo. 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 F.A.A):

- Normal : 3.8 G.
- Utility : 4.4 G.
- Acrobatic: 6 G.

1.8.6 Diseños que atenúan la pérdida.

Para mantener la capa laminar fluyendo sobre la superficie del ala tanto como sea posible, se ha desarrollado el tipo de ala de flujo laminar. Este diseño está relacionado con el punto de transición.

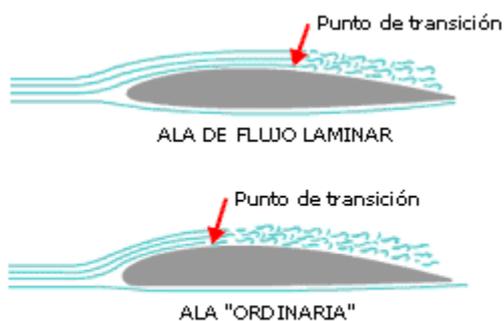


Fig.1.8.8 - Ala "ordinaria" y de flujo laminar.

El ala de flujo laminar es a veces más fina que una convencional, el borde de ataque es más puntiagudo y la sección más cercana al mismo simétrica, pero lo más importante de todo, el punto de máximo espesor está mucho más atrás (aproximadamente en el 50% de la cuerda) que en un ala convencional (que suele darse en el 25% de la cuerda). La distribución de presiones es mucho más uniforme y el flujo de aire es acelerado muy gradualmente desde el borde de ataque al punto de máximo espesor. Además, esto

supone reducir la resistencia considerablemente, pues el ala laminar exige menos energía para deslizarse a través del aire.

En este tipo de perfil sin embargo, en las cercanías de la pérdida el punto de transición a turbulencia se desplaza hacia el borde de ataque más rápidamente que en un ala convencional.

No es deseable que el extremo del ala entre en pérdida lo primero, sobre todo si el extremo de un ala entra en pérdida antes que el otro, lo cual no es infrecuente. En un ala con buena característica de pérdida, la raíz (pegada al fuselaje) debe entrar en pérdida antes que el extremo. Este tipo de pérdida decrece la tendencia al alabeo e incrementa el control lateral en las cercanías de la pérdida ([Ver 1.6](#)).

Para conseguir este efecto se recurre a uno o varios de los siguientes diseños:

- Construir las alas con ángulo de incidencia decreciente desde la raíz hacia el extremo ("torsión") lo que implica menor ángulo de ataque en la punta del ala y por tanto un retardo a entrar en pérdida respecto a la raíz. Este diseño recibe el nombre de "washout" en inglés.
- Insertar una tira "strip" de metal en el borde de ataque más cercano a la raíz del ala, de forma que cuando se alcanza un determinado ángulo de ataque, la tira rompe el flujo de aire haciendo que la raíz entre en pérdida antes que el extremo del ala.
- Diseñar unas ranuras en el borde de ataque cercano a la punta del ala, de manera que con altos ángulos de ataque se suaviza el flujo de aire en esa parte del ala retrasando su entrada en pérdida respecto a la raíz.

Otra buena característica es que al entrar en pérdida el morro caiga abajo, lo cual nos ayudará en la recuperación. Esto se consigue dando al estabilizador horizontal de cola un ángulo de incidencia mucho menor que a las alas ([decalaje](#)). De esta manera cuando un excesivo ángulo de ataque deja las alas sin sustentación suficiente, la cola sigue teniendo sustentación, haciendo que el avión caiga de morro y sea más fácil la recuperación de la pérdida.

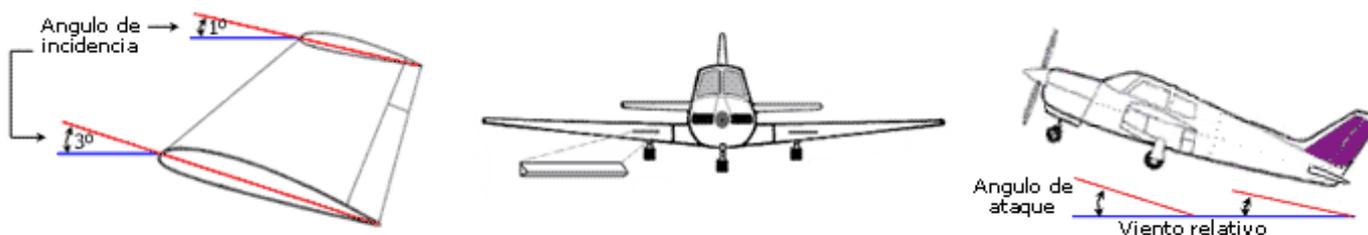


Fig.1.8.9 - Diseños con buena característica de pérdida.

Además de la resistencia a la pérdida, en el diseño de las alas hay que tener también en cuenta el factor de carga a soportar, y llegar a un compromiso de manera que el ala entre en pérdida antes de que sobrepase el factor de carga máximo, puesto que es preferible tener un avión en pérdida (que es recuperable) que sin alas (que es irrecuperable).

Efecto de los flaps. Al extender los flaps se cambia la curvatura del perfil del ala ([Flaps 1.5.3](#)) lo cual produce unos efectos ya conocidos ([Efecto que producen los flaps 1.5.3](#)). Pero además, la parte del ala donde están instalados vuela con mayor ángulo de

incidencia y por tanto con mayor ángulo de ataque, que la parte del ala sin flaps. A consecuencia de esto, la sección del ala con flaps debe entrar en pérdida antes que el resto del ala. Esta es la razón por la cual los fabricantes colocan los flaps en la raíz del ala.

Puede parecer paradójico, pero es 100% cierto que aunque la sección de ala con flap es intrínsecamente más resistente a la pérdida, entrará en pérdida antes que el resto del ala.

En el capítulo 6.1 de la sección Técnica de Vuelo (II), se detallan los distintos tipos de pérdida que pueden darse, como practicarlas y como proceder a la recuperación de las mismas.

Notas:

En las tablas y gráficos de los manuales de operación, los fabricantes indican las velocidades de pérdida para un peso, configuración, y grados de alabeo (factor de carga) determinados (la [fig.1.8.4](#) es un ejemplo). Sin embargo, a pesar de que la densidad del aire es un factor que afecta a la sustentación no se menciona en dichas tablas, y esto tiene una explicación.

Como veremos en el capítulo de instrumentación correspondiente, el [indicador de velocidad](#) es básicamente un medidor de presión. La presión que mueve la aguja de este indicador es la misma que la que mantiene las alas del avión en vuelo, es decir que este indicador no mide la velocidad del avión con respecto al suelo sino la velocidad aerodinámica ($1/2\rho v^2$), así que la variación de densidad que afecta a la sustentación afecta por igual al indicador de velocidad.

El indicador de velocidad nos está haciendo un favor al funcionar así, y a este respecto debemos confiar en él puesto que hace por nosotros las correcciones adecuadas debido a los cambios de densidad. De modo que cuando el fabricante especifica velocidades de pérdida ya tiene en cuenta este detalle, y se refiere a valores dados por la lectura de este instrumento (IAS=Indicated Airspeed).

Es importante recordar que el ángulo de ataque se mide respecto al viento relativo, por tanto no cabe confiarse enteramente en la actitud del avión en cuanto a la posibilidad de una entrada en pérdida.

Sumario:

- La pérdida se produce en el ángulo de ataque crítico, que es el punto en el cual un incremento de ángulo de ataque no se traduce en un aumento de la sustentación.
- La sustentación no cae a cero en la pérdida. De hecho el coeficiente de sustentación tiene su valor máximo en la pérdida.
- En la pérdida, apenas hay capa laminar, casi toda es turbulenta.
- La velocidad de pérdida es la que corresponde al ángulo de ataque que provoca la entrada en pérdida, más un margen de seguridad del 5% a 10%.
- La velocidad de pérdida no es un valor único; varía con el peso del avión, la densidad del aire, la configuración del avión y el factor de carga.

- El factor de carga tiene una enorme influencia en la pérdida. La velocidad de pérdida se incrementa en un factor igual a la raíz cuadrada del factor de carga.
- Las velocidades de pérdida tabuladas por los fabricantes se refieren a situaciones estándar. Si la situación real es diferente, la velocidad de pérdida también es diferente.
- El amortiguamiento vertical en la pérdida cae a cero. Si el avión está bien diseñado, la raíz del ala entrará en pérdida antes que el extremo, y quedará un poco de amortiguamiento al alabeo.
- Igualmente, un buen diseño implica que en situaciones normales aunque las alas entren en pérdida, la cola del avión no lo hará.
- Un hecho muy importante es que si el avión no está en pérdida, tampoco entrará en barrena.
- En función del factor de carga soportado, los aviones son de categoría: Normal, Utility y Acrobatic.
- La velocidad de pérdida con flaps extendidos es menor que con ellos retraídos.

PRINCIPIOS BÁSICOS

1.9 GUIÑADA ADVERSA.

Recordemos que guiñada es el movimiento que realiza el avión en torno a su eje vertical. [\(1.5.1\)](#)

Cualquier movimiento de guiñada del avión, independientemente del origen, que tenga un efecto contrario al deseado por el piloto se denomina guiñada adversa. Para contrarrestar su efecto y mantener el control direccional del avión el piloto actúa sobre el timón de dirección por medio de los pedales. [\(Fig.1.5.7\)](#)

1.9.1 Causas que la producen.

Son varias las causas que producen la guiñada adversa, pero la mayoría están producidas por el efecto de la hélice:

Efecto tuerca. El motor hace girar la hélice en un sentido, así que según la 3ª Ley de Newton, la totalidad del avión intentará girar en el sentido opuesto (acción-reacción). Como en la inmensa mayoría de los aviones la hélice gira en el sentido de las agujas del reloj (visto desde la cabina), la fuerza de reacción se ejercerá sobre el lado izquierdo del avión en sentido contrario al giro de la hélice. Además, en condiciones de alta potencia mientras el avión está en el suelo (carrera de despegue), este efecto hace que la rueda izquierda soporte más peso que la derecha, lo cual aporta más fricción, más resistencia y aumenta la tendencia a guiñar a la izquierda.

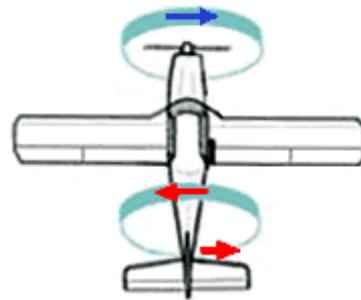


Fig.1.9.1 - Efecto tuerca.

Este efecto tuerca es apenas perceptible en vuelo recto y nivelado con velocidad de crucero.

Debe tenerse en cuenta que el efecto tuerca no causa directamente la guiñada. El efecto tuerca causa el intento de giro del avión y este causa la guiñada. En el diseño del avión, esta guiñada no deseada se neutraliza a veces dándole al ala izquierda un ángulo de incidencia ligeramente mayor y por tanto algo más de sustentación.

Estela de la hélice. Recibe este nombre la masa de aire desplazada hacia atrás por la hélice, cuyo tamaño es el de un cilindro de aproximadamente el diámetro de la hélice. Esta estela recibe un movimiento rotatorio en la misma dirección del giro de la hélice. El resultado es que la estela incide solo sobre un lado de superficies del avión tal como el estabilizador vertical, lo cual empuja a este hacia la derecha y hace que el avión guiñe a la izquierda. Por otro lado, si el avión es de plano bajo, la estela de la hélice incide sobre la parte inferior del ala izquierda empujándola hacia arriba, mientras que en el ala derecha incide sobre su parte superior empujándola hacia abajo. Este efecto amortigua en parte el mayor peso sobre la rueda izquierda provocado por el efecto tuerca visto antes. Si el avión es de plano alto el efecto es el contrario.

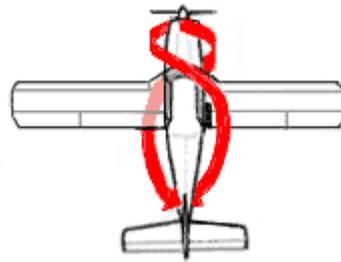


Fig.1.9.2 - Estela de la hélice.

Para compensar esta guiñada, algunos diseñadores desplazan ligeramente respecto del eje longitudinal, el estabilizador vertical, la dirección de empuje del motor, o ambos.

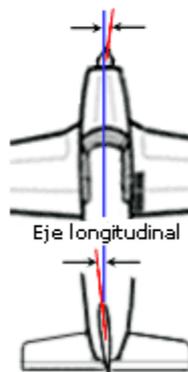


Fig.1.9.3 - Diseños que reducen la guiñada adversa.

Empuje asimétrico. Este efecto es apenas perceptible en aviones normales y se hace algo más acusado cuando se vuela con grandes ángulos de ataque y con alta potencia. Supongamos un avión con actitud de morro arriba pero volando horizontal; en este caso, la pala derecha de la hélice (vista desde la cabina) se mueve hacia abajo y un poco hacia adelante respecto de la dirección de vuelo, mientras que la pala izquierda se mueve hacia arriba y un poco hacia atrás. La pala derecha tiene algo más de velocidad relativa que la izquierda lo cual produce un efecto de guiñada a la izquierda. Al empuje asimétrico también se le denomina factor "P".

Precesión giroscópica. Cuando a un objeto girando en el espacio se le aplica una fuerza, el objeto reacciona como si la fuerza se aplicara en la misma dirección pero en un punto desplazado 90° de donde se aplica la fuerza. Es como reacciona una peonza (o similar) girando cuando se le pone un dedo en un lado (Ver [2.2.2](#)). La masa de aire desplazada por la hélice girando a gran velocidad es susceptible

de precesionar. Así cuando levantamos, bajamos, desplazamos a la derecha o la izquierda, el morro del avión, tenemos precesión giroscópica sobre la hélice y su estela, lo cual da lugar a guiñada adversa.

Resistencia en los alerones. Este efecto, al contrario que los otros no está provocado por la hélice. Sabemos como funcionan los alerones: un ala sube debido a que tiene más sustentación por el alerón abajo mientras que la otra baja al tener menos sustentación por el alerón arriba. Ahora bien, el ala que sube tiene más sustentación pero también más resistencia inducida, mientras que la que baja tiene menos sustentación pero también menos resistencia inducida. Por tanto un ala tendrá ligeramente más velocidad que la otra lo cual dará lugar a guiñada adversa.

Algunos constructores, ponen remedio a este efecto mediante una deflexión diferencial de los alerones, de manera que el alerón que baja lo haga con un ángulo menor que el que sube y compense algo la mayor resistencia inducida del ala con el alerón abajo.

1.9.2 Como corregirla.

Puesto que el timón de dirección es el mando de guiñada ([Ver 1.5.2](#)), para corregir la guiñada adversa basta con aplicar este mando en sentido contrario y en proporción suficiente, es decir, presionar el pedal del lado contrario a la guiñada adversa. En la mayoría de las ocasiones esta guiñada no deseada se produce hacia el lado izquierdo, por lo que lo habitual es aplicar pie derecho para corregirla.

Notas:

La guiñada adversa producida por la hélice, se incrementa en proporción directa a la potencia, velocidad y el ángulo de ataque. En situaciones de alta potencia, poca velocidad y alto ángulo de ataque este efecto es mucho más pronunciado (despegues, ascensos, etc).

La guiñada producida por la resistencia en los alerones es más acusada en situaciones de velocidad reducida o cuando se aplica gran cantidad de deflexión (o abruptamente) a los alerones

Sumario:

- El movimiento de guiñada no provocada por el piloto se denomina guiñada adversa.
- La mayoría de los efectos de guiñada adversa se producen por el movimiento de la hélice.
- Este efecto se hace más acusado con baja velocidad y alta potencia del motor.
- La guiñada adversa se corrige pisando el pedal del lado contrario a la guiñada (pie contrario).

- En casi todos los casos que se produce este efecto, el avión suele guiñar a la izquierda.

PRINCIPIOS BÁSICOS

1.10 CONTROL DE ALTURA Y VELOCIDAD.

Cuando se pilota un aeroplano, es fundamental: (1) controlar la velocidad y (2) controlar la altitud.

Esto sería fácil si el avión tuviera unos controles ideales, de manera que moviendo uno cambiara la velocidad *sin cambiar de altitud*, o moviendo otro cambiara la altitud *sin cambiar de velocidad*. Pero este tipo de controles en un avión es un sueño imposible en la práctica, así que veamos como los controles *reales* afectan a la velocidad y la altitud de un avión *real*.

Existe una controversia, clásica entre pilotos, sobre que mando en la cabina controla primariamente la velocidad y cual la altitud. Unos dicen que el volante ("cuernos") controla la altitud y el mando de gases la velocidad. Otros sugieren justamente lo contrario: que el volante controla la velocidad y el mando de gases la altitud. ¿Quién afirma lo correcto?. Ninguno, porque cualquiera de las dos afirmaciones supondría que los aviones tienen un mando que controla exclusivamente la altitud y *nada más*, y otro que controla *únicamente* la velocidad. No existe un avión con unos controles así.

La única respuesta cierta es que:

- El volante de mando controla la actitud de morro del avión y por extensión el ángulo de ataque.
- El mando de gases controla la potencia. Esta potencia se puede utilizar para superar la resistencia, para acelerar, o para ascender.
- Ni uno ni otro controla la altitud o la velocidad de forma independiente.

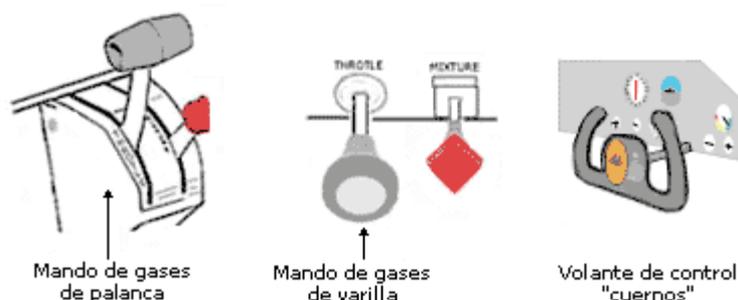


Fig.1.10.1 - Mando de gases y volante de control.

En general, un piloto que intenta controlar velocidad y altitud por separado acaba por no controlar o una u otra, o ninguna, siendo la velocidad casi siempre la que sale peor parada, tornándose a veces tan baja que se corre el riesgo de entrar en pérdida.

En vuelo recto y nivelado, algo tan simple como cambiar de velocidad manteniendo la misma altitud supone una secuencia de ajustes en *ambos*

mandos. Podemos aprender a hacer estos ajustes de dos maneras: una a base de prueba y error hasta descubrir cual es la forma correcta, y otra mejor y más sencilla: sabiendo como responde el avión al movimiento de los mandos para que esta secuencia sea obvia y comprendida, lo que hará nuestro vuelo más fácil y seguro. Intentemos esto último.

1.10.1 Mando de gases.

El mando de gases controla la potencia, así de simple. Se requiere potencia para:

- Mantener el empuje suficiente para vencer la resistencia.
- El ascenso requiere más potencia que el vuelo recto y nivelado ([ver 5.5](#)).
- Para acelerar el avión en la misma trayectoria se necesita más potencia que en vuelo no acelerado.

Con el avión compensado en vuelo recto y nivelado y una potencia moderada, si aplicamos más gases sucede una cosa muy curiosa: el avión no acelera (en muchos aviones incluso decelera ligeramente) sino que levanta ligeramente el morro y comienza a ascender. Esto es algo nuevo para los aspirantes a piloto: si en un automóvil piso el acelerador (aumento la potencia) y este acelera ¿porque en un avión no?.

Por la sencilla razón de que mientras un automóvil solo puede transformar el aumento de energía en sentido horizontal (acelerando), un avión puede transformarla en sentido horizontal o en sentido vertical (ascendiendo), y debido a su concepción aerodinámica el avión transforma *precisamente* este incremento de energía en sentido horizontal: ascendiendo.

Obviamente, el movimiento contrario de este mando (quitar gases) no hace que el avión decelere (la velocidad incluso aumenta ligeramente) sino que baje algo el morro y descienda.

Fijándonos en el gráfico de la fig.1.10.2, que muestra un ejemplo de relación entre potencia y tasa de ascenso, observamos que para una misma velocidad, p.ejemplo 85 nudos, con el 65% de potencia aplicada la tasa de ascenso es nula, mientras que con el 80% de potencia la tasa de ascenso es positiva; es decir, que si volamos recto y nivelado a 85 nudos, al aumentar la potencia del 65% al 80% sin cambiar de velocidad, el avión ascenderá con una tasa determinada. De la misma manera, recto y nivelado a 110 nudos, reducir la potencia del 80% al 65% supone una tasa de ascenso negativa; el avión descenderá. Podemos imaginar el abrir gases como tirar de la curva del gráfico hacia arriba, mientras que cortar los es como dejarla caer.

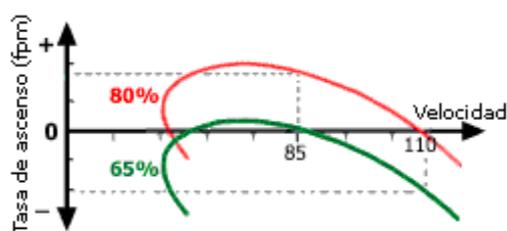


Fig.1.10.2 - Tasa de ascenso s/potencia aplicada.

Aumentar la potencia hace que el avión ascienda mientras que reducirla hace que descienda. Este es el comportamiento aerodinámico normal y natural del mando de gases. Se puede afirmar entonces que "el mando de gases es el mando de control primario sobre la altura". La tasa de ascenso o descenso (en pies por minuto "fpm") es proporcional al aumento o disminución de potencia realizado.

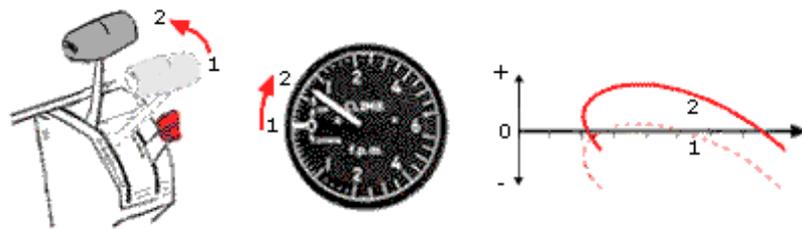


Fig.1.10.3 - Efecto de aumentar potencia (abrir gases).



Fig.1.10.4 - Efecto de disminuir potencia (cortar gases).

1.10.2 Volante de control.

En el capítulo [1.5.2](#) vimos como actúa el volante de control sobre el timón de profundidad: al tirar hacia atrás de este mando o empujarlo hacia adelante, varía la sustentación en la cola y ello provoca el movimiento de cabeceo del avión. Por lo tanto, al mover el volante de control: (1) *la actitud de morro del avión cambia.*

Si la actitud de morro es distinta, el avión estará incidiendo el viento relativo con un ángulo diferente. Tenemos pues que además: (2) *cambia el ángulo de ataque.*

El cambio del ángulo de ataque afecta a la resistencia ([1.3.6](#)) y la velocidad ([1.7.4](#)). Un mayor ángulo de ataque supone más resistencia y menos velocidad, y viceversa. Esto implica que además: (3) *cambia la velocidad.*

Estas respuestas, que constituyen el efecto primario e inmediato del avión al movimiento del volante de control, permiten afirmar que "el volante de control ejerce el control principal sobre la velocidad", aunque este mando no es *exactamente un control de velocidad*. Para ganar velocidad hay que empujar el volante hacia delante (disminuir el ángulo de ataque) y para perderla hay que tirar del volante hacia atrás (aumentar el ángulo de ataque). El aumento o disminución de velocidad dependerá de la cantidad de movimiento impuesto a este control.

La fig.1.10.5 muestra el efecto primario de tirar del volante de control; lógicamente el movimiento contrario, empujar el volante de control, provocará el

efecto contrario.

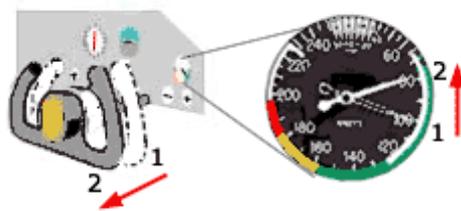


Fig.1.10.5 - Efecto primario de tirar de "cuernos".

Memoricemos la afirmación anterior, aunque con ciertas reservas. Hemos cambiado la relación de fuerzas y esto hace cambiar la velocidad, cierto. Pero también hemos cambiado los parámetros principales que afectan a la sustentación (ángulo de ataque y velocidad) y esto tiene efectos secundarios.

Para comprender mejor estos efectos secundarios, veamos que sucede cuando tiramos del volante de control sin cambiar la potencia:

- Se acentúa la actitud de morro arriba y aumenta el ángulo de ataque.
- La velocidad disminuye, el avión decelera. Este es el efecto primario.
- Primer efecto secundario: debido al incremento del ángulo de ataque el avión ascenderá.
- Segundo efecto secundario:
 - Si los nuevos parámetros son más eficientes el avión sigue ascendiendo.
 - Si son menos eficientes el avión entrará en descenso.

En la fig.1.10.6 tenemos un ejemplo de este efecto secundario. Volamos a 90 nudos con la potencia puesta al 75% (1) y tiramos de "cuernos"; el efecto primario consiste en reducir la velocidad, por ejemplo hasta 70 nudos, y elevarse un poco (2); como los nuevos parámetros son más eficientes el avión entrará en ascenso con una tasa constante. Volvemos a tirar de "cuernos; de nuevo la velocidad decrece, por ejemplo hasta 53 nudos, y ascendemos unos pies, pero ahora los nuevos parámetros son menos eficientes y el avión entrará en un descenso constante (3).

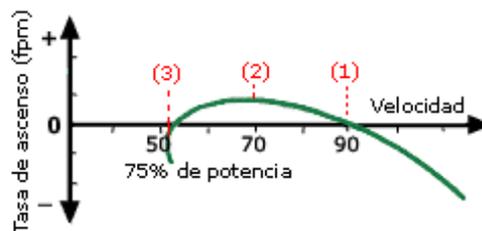


Fig.1.10.6 - Efecto secundario de tirar de "cuernos".

Si el volante de mando controla la velocidad pero provoca efectos secundarios en la altura, un cambio de velocidad *manteniendo la altura* requerirá mover el volante de control y además ajustar el mando de gases.

Entonces, que sentido tiene la controversia sobre que mando controla que cosa?.



Tiene y mucho. La noción de que el volante de control es el mando de arriba/abajo puede ser muy peligrosa. Veamos cual es la razón.

La mayoría del tiempo de vuelo se consume en régimen de crucero, recto, nivelado y con una potencia adecuada. En este régimen, es factible recuperar unos pies de altura tirando del volante de control únicamente. El avión perderá velocidad (efecto primario) y ascenderá. Una vez a la altura deseada se empuja el volante de control y el avión volverá paulatinamente a la velocidad inicial. No hay mayores problemas en esta forma de actuar, y es usual por la comodidad que supone tocar solo un mando. En el caso de la figura 1.10.6 es como estar volando a 90 nudos y ascender unos pies a 70 nudos para después recuperar la velocidad inicial.

Pero hay otra parte. Supongamos ahora que la velocidad que tenemos es baja, únicamente unos nudos por encima de la velocidad de pérdida. Con la noción de que el volante de control es el mando de arriba/abajo, si tiramos del mismo ascenderemos unos pies como antes (efecto secundario) pero a costa de minorar tanto la velocidad (efecto primario) que tras ese pequeño ascenso el avión entra en un rápido descenso, o incluso peor, entra en pérdida. Esta reacción tiene un nombre: "globo", y se da con cierta frecuencia en la recogida durante el aterrizaje, como pueden confirmar los aspirantes a piloto. A pocos pies sobre la pista se tira de cuernos en exceso, el avión se frena, asciende unos pies y entonces cae rápidamente.

En la fig.1.10.7 vemos esto reflejado. Estamos volando a 68 nudos con una potencia algo baja, y tiramos de cuernos (1); como siempre, la velocidad decrece, p.ejemplo hasta 52 nudos, y ascendemos unos pies. Pero con esta nueva velocidad entramos en descenso, o lo que es peor, en pérdida (2).

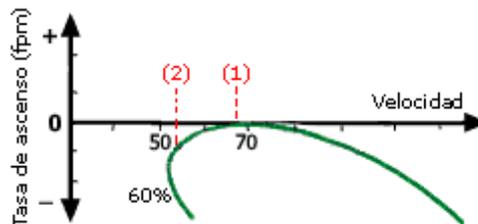


Fig.1.10.7 - Efecto secundario de tirar de "cuernos".

La peligrosidad de la noción del volante de control como mando de arriba/abajo, se acentúa especialmente durante el despegue y el aterrizaje, porque en ambos casos además de tener al avión con poca velocidad se está a baja altura y puede ser que no haya opción a recuperar una pérdida.

Parece que la cuestión está muy clara. Pero no debe estarlo tanto cuando se siguen produciendo accidentes por pérdida/barrena. Si quiere tener una pérdida/barrena garantizada tire de "cuernos" un poco, luego más, y más. Si por el contrario tiene apego a su seguridad, en velocidades bajas mire el indicador de velocidad antes de tirar de "cuernos".

Ante la duda, la lógica aerodinámica para volar un avión de forma precisa es

adoptar una posición de morro que mantenga la velocidad deseada, compensar el avión para ese ángulo de ataque y controlar la altura mediante el mando de gases.

No es habitual, pero pudiera suceder que se quiera perder altura actuando sobre el volante de control. Cuidado, que podemos rebasar la velocidad máxima del avión.

En un capítulo posterior veremos como actuar sobre estos mandos para: (1) acelerar/decelerar sin cambiar de altitud; (2) ascender/descender sin cambiar de velocidad, y (3) perder/ganar altitud y velocidad a la vez.

Sumario:

- El volante de control es el mando primario sobre la velocidad.
- Para ganar velocidad se hace picar el avión empujando este volante hacia adelante, mientras que para reducirla se levanta el morro tirando hacia atrás del volante de control.
- La velocidad perdida/ganada depende de la cantidad de movimiento sobre los "cuernos".
- El mando de gases es el mando primario sobre la altura.
- Para ganar altura se abren más gases, y para perderla se cortan gases.
- La tasa de ascenso o descenso (en pies por minuto "fpm") es proporcional a la cantidad de potencia incrementada/disminuida respectivamente.
- Se pueden ganar unos pies actuando solo sobre el volante de control, siempre y cuando se tenga potencia y velocidad suficiente para asumir temporalmente la pérdida de velocidad.
- En situaciones normales, la forma más sencilla de controlar velocidad y altitud consiste en obtener la velocidad deseada mediante el volante de control, compensar el avión para esta velocidad, y sin mover el volante de control actuar sobre los gases para controlar la altitud.