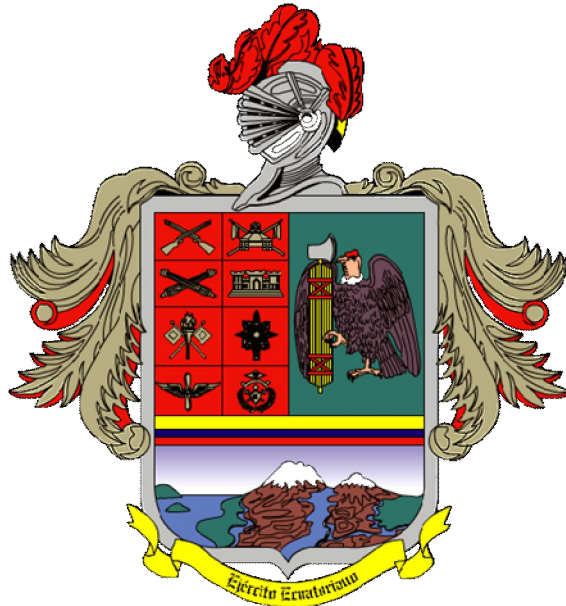


EJÉRCITO ECUATORIANO

MTA-17-01



MANUAL DE AERODINÁMICA BÁSICA DE AVIONES

COMANDO DE EDUCACIÓN Y DOCTRINA

2012

Comando de Educación y Doctrina del Ejército
Edición 2012
Quito – Ecuador

EJÉRCITO ECUATORIANO
COMANDO GENERAL
ORDEN DE COMANDO

HE ACORDADO Y ORDENADO

01. Aprobar el " MANUAL DE AERODINÁMICA BÁSICA DE AVIONES", al mismo que se clasifica como MTA-17-01.
02. Derogar todas las publicaciones realizadas con anterioridad a la presente fecha.
03. Póngase en ejecución.

Anótese y comuníquese.

Quito, a 03 de septiembre del 2012



MARCO A. VERA R.
GENERAL DE DIVISION
COMANDANTE GENERAL DEL EJERCITO

INTRODUCCIÓN

Durante el desarrollo del presente trabajo se ha recopilado información valiosa de diferentes tomos y manuales de aerodinámica de aviones de diferentes escuelas del país, así como también se han realizado entrevistas a expertos en materia de pedagogía e instructores de la Escuela de Aviación del Ejército para obtener diversos criterios y experiencias utilizables como referencias para la elaboración del presente manual.

La Escuela de Aviación del Ejército, cuenta con el Manual de Aerodinámica de Aviones, aprobado por el Comando de Educación y Doctrina del Ejército, en el cual consta la información necesaria para capacitar e instruir a un piloto alumno así como a las tripulaciones de la 15 BAE, fortaleciendo los conocimientos para un mejor entrenamiento en la actividad de vuelo.

Con toda seguridad este valioso documento será de gran ayuda para los instructores de la ESAE en la difusión de la información hacia los alumnos pilotos, optimizando el uso del tiempo, recursos materiales para cumplir con los objetivos propuestos y que vayan de la mano en beneficio de la institución.

El presente trabajo está estructurado en nueve capítulos, los cuales contienen la información secuencial para que el piloto alumno pueda realizar su estudio de una manera sistematizada y en un orden que permita el entendimiento en su totalidad.

Capítulo I.- Se analizará la atmósfera como tal; su composición, características, definiendo su comportamiento.

Capítulo II.- Se enumerarán algunos de los principios aerodinámicos para analizar los efectos que producen y concluir cuál es la razón por la que vuela un avión.

Capítulo III.- Analiza las fuerzas que actúan en vuelo, entre ellas la sustentación, tracción, empuje y gravedad.

Capítulo IV.- Presenta la estructura del avión, su conformación y definición de sus partes, con gráficos que permiten una comprensión

clara.

Capítulo V.- Analiza las superficies de mando y control del avión, tanto primarias como secundarias, y los efectos que estas producen en los ejes del avión.

Capítulo VI.- Analiza la estabilidad, su clasificación y aplicación, combinándola con el desempeño de los aviones.

Capítulo VII.- Define el ángulo de ataque, plantea cómo modificarlo, su percepción con otros ángulos y su relación entre ángulo de ataque y velocidad.

Capítulo VIII.- Al analizar la pérdida, se estudiará la situación no controlada que se produce, el porqué sucede, las condiciones que la afectan y como atenuarla.

Capítulo IX.- La guiñada adversa analiza cualquier movimiento que realiza el avión en torno a su eje vertical independientemente de su origen, que sea contrario al deseado por el piloto, las causas que lo producen y cómo corregirlo.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN	v
ÍNDICE	vii

CAPÍTULO I

LA ATMÓSFERA

A. GENERALIDADES.....	1
1. Presión Atmosférica.....	3
2. Temperatura del aire.....	4
3. Densidad del aire.....	5
B. ATMÓSFERA TIPO.....	6
1. Características.....	6

CAPÍTULO II

PRINCIPIOS AERODINÁMICOS

A. AERODINÁMICA.....	8
B. FÍSICA AERODINÁMICA.....	8
1. Teorema de Bernoulli.....	8
2. Efecto Venturi.....	10
3. Tercera Ley de Newton.....	11
4. ¿Por qué vuela un avión?.....	12

CAPÍTULO III

FUERZAS QUE ACTÚAN EN VUELO

A. INTRODUCCIÓN.....	14
----------------------	----

1. La sustentación.....	15
2. Factores que afectan a la sustentación.....	19
3. Centro de presiones.....	22
4. El peso.....	23
5. Centro de gravedad.....	23
6. Resistencia.....	24
7. Control del piloto sobre la resistencia.....	28
8. Empuje o tracción.....	30

CAPÍTULO IV

ESTRUCTURA DEL AVIÓN

A. ESTRUCTURA GENÉRICA DE UNA AVIÓN.....	32
1. Partes del avión.....	32
2. Las alas.....	36
3. Tipos de alas.....	39
4. Otras clasificaciones.....	41

CAPÍTULO V

SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL

A. INTRODUCCIÓN.....	43
1. Ejes del avión.....	43
2. Superficies primarias.....	45
3. Compensadores.....	50
4. Superficies secundarias.....	51

CAPÍTULO VI
ESTABILIDAD

A. DEFINICIÓN.....	58
1. Estabilidad estática.....	59
2. Estabilidad dinámica.....	61
3. Amortiguamiento vertical.....	64
4. Amortiguamiento del alabeo.....	66
5. Estabilidad longitudinal.....	67
6. Estabilidad lateral.....	72
7. Estabilidad direccional.....	73

CAPÍTULO VII
ÁNGULO DE ATAQUE

A. DEFINICIÓN.....	74
1. Percepción del ángulo de ataque.....	75
2. Relación con otros ángulos.....	77
3. Cambiando el ángulo de ataque.....	79
4. Ángulo de ataque crítico.....	80
5. Relación entre ángulo de ataque y velocidad.....	81

CAPÍTULO VIII
LA PÉRDIDA

A. INTRODUCCIÓN.....	84
1. Flujo.....	84
2. Cómo y porqué se produce la pérdida.....	87

3. Velocidad de pérdida.....	88
4. Condiciones que afectan a la pérdida.....	90
5. El factor de la carga.....	91
6. Diseños que atenúan la pérdida.....	95

CAPÍTULO IX

GUIÑADA ADVERSA

A. INTRODUCCIÓN.....	99
1. Causas que la producen.....	99
2. Cómo corregir la guiñada.....	102

CAPÍTULO I

LA ATMÓSFERA

A. GENERALIDADES

La atmósfera es la envoltura gaseosa que rodea el planeta y está compuesta principalmente por una mezcla de gases que denominamos aire. A estos constituyentes hay que añadir el vapor de agua concentrado en las capas más bajas, cuya cantidad depende de las condiciones climatológicas y la localización geográfica, pudiendo variar entre el 0% y el 5%. A medida que aumenta el vapor de agua, los demás gases disminuyen proporcionalmente.

Los gases fundamentales que forman la atmósfera son:

Gases	% (en vol)
Nitrógeno	78.084
Oxígeno	20.946
Argón	0.934
CO ₂	0.033

Tabla 1-1 Composición de la atmósfera

Dado que unos componentes tienen más peso que otros, existe una tendencia natural de los más pesados a permanecer en las capas más bajas (oxígeno por ejemplo) mientras que los más ligeros se encuentran en las capas más altas. Esto explica por qué la mayor parte del oxígeno se encuentra por debajo de los 35.000 pies de

altitud, y por qué a medida que se asciende disminuye la cantidad de oxígeno presente en la atmósfera.

El aire tiene masa, peso y una forma indeterminada. Es capaz de fluir, y cuando está sujeto a cambios de presión, cambia su forma, debido a la carencia de una fuerte cohesión molecular, es decir, tiende a expandirse o contraerse, ocupando todo el volumen del recipiente que lo contiene. Dado que el aire tiene masa y peso, está sujeto y reacciona a las leyes físicas de la misma manera que otros cuerpos gaseosos.

Atendiendo a diferentes características, la atmósfera se divide en:

La **tropósfera**, que abarca hasta un límite superior llamado **tropopausa**, que se encuentra a los 9 Km en los polos y los 18 km en el Ecuador. En ella se producen importantes movimientos verticales y horizontales de las masas de aire (vientos) y hay relativa abundancia de agua, por su cercanía a la hidrósfera. Por todo esto, es la **zona de las nubes y los fenómenos climáticos**: lluvias, vientos, cambios de temperatura, etc. Es la capa de más interés para la ecología. En la tropósfera la temperatura va disminuyendo conforme se va subiendo, hasta llegar a -70°C en su límite superior.

La **estratósfera** comienza a partir de la tropopausa y llega hasta un límite superior llamado **estratopausa**, que se sitúa a los 50 kilómetros de altitud. En esta capa la temperatura cambia su tendencia y va aumentando hasta llegar a ser de alrededor de 0°C en la estratopausa. Casi no hay movimiento en dirección vertical del aire, pero los vientos horizontales llegan a alcanzar frecuentemente los 200 km/hora, lo que facilita el que cualquier sustancia que llega a la estratósfera se difunda por todo el globo con rapidez, que es lo que sucede con los CFC que destruyen el ozono. En esta parte de la atmósfera, entre los 30 y los 50 kilómetros, se encuentra el ozono que tan importante papel cumple en la absorción de las dañinas radiaciones de onda corta.

La **ionósfera** y la **magnetósfera** se encuentran a partir de la estratopausa. En ellas el aire está tan enrarecido que la densidad es

muy baja. Son los lugares en donde se producen las auroras boreales y en donde se reflejan las ondas de radio, pero su funcionamiento afecta muy poco a los seres vivos.

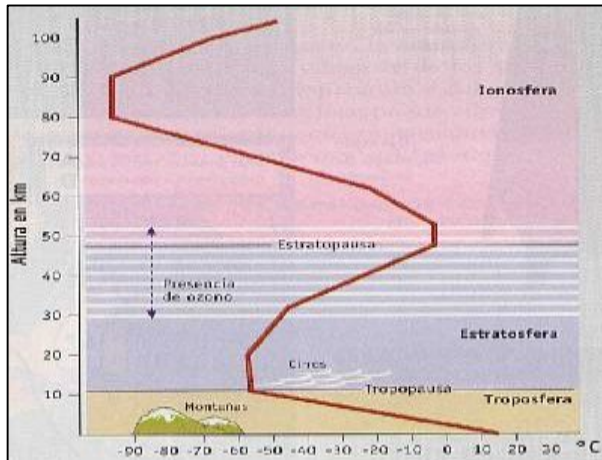


Figura 1-1 Atmósfera

Aunque este elemento gaseoso que denominamos aire tiene muchas otras propiedades importantes, es necesario centrarnos más en las características básicas que definen su comportamiento como fluido: presión atmosférica, temperatura y densidad; estos tres conceptos están íntimamente relacionados y afectan de forma muy importante al vuelo.

1. Presión Atmosférica

Se define como presión a la cantidad de fuerza aplicada por unidad de superficie. De acuerdo con esta definición, presión atmosférica es la fuerza ejercida por la atmósfera sobre una unidad de superficie, fuerza que se debe al peso del aire contenido en una columna imaginaria que tiene como base dicha unidad.

La altura de esta columna y, por tanto, el peso del aire que

contiene, depende del lugar en que nos encontremos, por ejemplo, la columna que tenemos a nivel del mar es mayor que la columna que tenemos en la cima de una montaña.

Esta circunstancia explica una primera cualidad del aire que nos interesa conocer: la presión atmosférica cambia de forma inversamente proporcional a la altura, "a mayor altura, menor presión".

La magnitud de este cambio es de 1 milibar por cada 9 metros de altura, lo cual equivale a 110 milibares cada 1000 metros, o 1 pulgada por cada 1000 pies aproximadamente (1 mb cada 9 mts. o 1" cada 1000 ft.).

Debido precisamente a esta propiedad (y a la menor densidad del aire), los aviones que vuelan por encima de una altitud determinada deben estar provistos de sistemas de presurización en la cabina de pasajeros.

Para medir la presión atmosférica, se puede utilizar un barómetro de mercurio, un barómetro aneróide, o cualquier otro aparato más sofisticado; en los capítulos dedicados a instrumentación, veremos que algunos instrumentos del avión basan su funcionamiento en la lectura de esta presión.

Las unidades normalmente empleadas en aviación son milibares (1 mb=10³ dinas/cm²) o pulgadas de mercurio (1 pulgada del barómetro de mercurio equivale aprox. a 34 milibares).

2. Temperatura del aire

Aunque existen factores particulares que afectan a la temperatura del aire, como por ejemplo lo cercano o lejano que esté un lugar respecto a la línea del Ecuador, su lejanía o proximidad a la costa, etc., un hecho común es que el calor del sol atraviesa la atmósfera sin elevar significativamente su temperatura; esta energía es absorbida por la Tierra provocando que esta se caliente y eleve su temperatura, la cual es cedida gradualmente a las capas de aire en contacto con ella. En este

ciclo continuo, cuanto más alejadas están las capas de aire de la tierra, menos calor reciben de esta.

Debido a este fenómeno, una segunda cualidad del aire es que: la temperatura cambia de manera inversamente proporcional a la altura, "a mayor altura, menor temperatura". La magnitud de este cambio es de aproximadamente $6,5^{\circ}\text{C}$ cada 1000 metros, o lo que es igual, $1,98^{\circ}\text{C}$ cada 1000 pies. Estas cifras son válidas desde el nivel del mar hasta una altitud de 11000 mts. (36.090 pies); a alturas superiores, la temperatura se considera que tiene un valor constante de $-56,5^{\circ}\text{C}$. Aunque las magnitudes dadas no se cumplen exactamente, al no ser el aire un gas ideal, estos valores medios son los aceptados como indicativos del comportamiento del aire.

Relación entre presión y temperatura. Al calentar una masa de gas contenida en un recipiente, la presión que ejerce esta masa sobre el recipiente se incrementa; pero si se enfría dicha masa, la presión disminuye. Igualmente, al comprimir un gas, aumenta su temperatura, mientras que descomprimirlo, lo enfría. Esto demuestra que hay una relación directa entre temperatura y presión. Así, la presión del aire cálido es mayor que la del aire frío. Al escuchar las predicciones meteorológicas, se asocian ya, de forma intuitiva, altas presiones con calor y bajas presiones con frío. La ley de compresión de los gases de Gay-Lussac ya lo dice: *"La presión de los gases es función de la temperatura e independiente de la naturaleza de los mismos"*.

3. Densidad del Aire

La densidad de cualquier cuerpo, sea sólido, líquido o gaseoso; expresa la cantidad de masa del mismo por unidad de volumen ($d=m/v$). Esta propiedad en el aire es, en principio, mal asimilada por poco intuitiva, pues es cierto que la densidad del aire es poca si se la compara por ejemplo con la del agua, pero es precisamente esta diferencia lo que hace el vuelo posible. Dado que con la altura cambian la presión y la temperatura, para saber

cómo cambia la densidad, nada mejor que ver los efectos que producen las variaciones de presión y temperatura.

Si se comprime, una misma masa de gas ocupará menos volumen, o el mismo volumen alojará mayor cantidad de gas. Este hecho se conoce en Física como ley de Boyle: "*A temperatura constante, los volúmenes ocupados por un gas son inversamente proporcionales a las presiones a las que está sometido*". De esta ley y de la definición de densidad dada, se deduce que la densidad aumenta o disminuye en relación directa con la presión.

Por otra *parte*, si se aplica calor a un cuerpo, este se dilata y ocupa más volumen, hecho conocido en Física como Ley de dilatación de los gases de Gay-Lussac: "*La dilatación de los gases es función de la temperatura e independiente de la naturaleza de los mismos*". De acuerdo con esta ley, y volviendo a la definición de densidad, si una misma masa ocupa más volumen, su densidad será menor. Así, pues, la densidad del aire cambia en proporción inversa a la temperatura.

Al aumentar la altura, por un lado disminuye la presión (disminuye la densidad) y por otro disminuye la temperatura (aumenta la densidad); ¿cómo queda la densidad?. Pues bien, influye en mayor medida el cambio de presión que el de temperatura, resultando que "a mayor altura, menor densidad" y esta afecta a la sustentación, a la resistencia y al rendimiento general del avión.

B. ATMÓSFERA TIPO

La atmósfera tipo o atmósfera estándar, conocida como atmósfera ISA (International Standard Atmosphere), es una atmósfera hipotética basada en medidas climatológicas medias.

1. Características

- a. Valores específicos en superficie al nivel del mar de:

- 1) Temperatura: 15°C (59°F).
 - 2) Presión: 760 mm o 29,92" de columna de mercurio, equivalentes a 1013,25 mb por cm².
 - 3) Densidad: 1,325 kg. por m³.
 - 4) Aceleración debido a la gravedad: 9,8 ms/segundo².
 - 5) Velocidad del sonido: 340,29 ms/segundo.
- b.** Un gradiente térmico de 1,98°C por cada 1000 pies o 6,5°C por cada 1000 mts.
- c.** Un descenso de presión de 1" por cada 1000 pies, o 1 mb por cada 9 metros, o 110 mb por cada 1000 mts. Esta atmósfera tipo, definida por la OACI, sirve como patrón de referencia, pero muy raramente un piloto tendrá ocasión de volar en esta atmósfera estándar.

De todos los valores anteriores, los más familiares en aviación (en España) son: a nivel del mar una temperatura de 15°C y una presión de 1013 mb. o 29.92", y una disminución de 2°C de temperatura y 1" de presión por cada 1000 pies de altura.

CAPÍTULO II

PRINCIPIOS AERODINÁMICOS

A. AERODINÁMICA

Es 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 cualquier condición de operación. Los datos aquí dados son suficientes para este nivel elemental, no pretendiéndose una explicación exhaustiva, ni detallada de las complejidades de la aerodinámica.

B. FÍSICA AERODINÁMICA

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 $p + v = k$.

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.

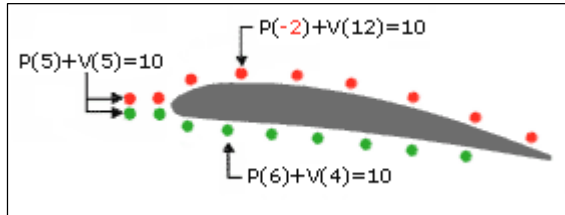


Figura 1-2 Teorema de Bernoulli

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.

$$p + 1/2 dv^2 = k;$$

$$1/2 dv^2 = pd$$

Donde:

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 ($1/2 dv^2 = \text{energía cinética}$).

Según la ley de la conservación de la energía, la suma de ambas es una constante: $p + (1/2\rho v^2) = \text{constante}$. A la vista de esta ecuación, para una misma densidad (asumiendo 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 p_e (la p del párrafo anterior) más la presión dinámica p_d , denominada presión total p_t , es constante: $p_t = p_e + p_d = k$; de donde se infiere que si la presión dinámica (velocidad del fluido) se incrementa, la presión estática disminuye.

En resumen, 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 la relación.

2. Efecto Venturi

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

Un tubo de Venturi es un dispositivo inicialmente diseñado para medir la velocidad de un fluido aprovechando el efecto Venturi. Sin embargo, algunos se utilizan para acelerar la velocidad de un fluido obligándole a atravesar un tubo estrecho en forma de cono. Estos modelos se utilizan en numerosos dispositivos en los que la velocidad de un fluido es importante y constituyen la base de aparatos como el carburador.

La aplicación clásica de medida de velocidad de un fluido consiste en un tubo formado por dos secciones cónicas unidas por un tubo estrecho, en el que el fluido se desplaza

consecuentemente a mayor velocidad. La presión en el tubo Venturi puede medirse por un tubo vertical en forma de U conectando la región ancha y la canalización estrecha. La diferencia de alturas del líquido en el tubo en U permite medir la presión en ambos puntos y consecuentemente la velocidad.

Cuando se utiliza un tubo de Venturi hay que tener en cuenta un fenómeno que se denomina “cavitación”. Este fenómeno ocurre si la presión en alguna sección del tubo es menor que la presión de vapor del fluido. Para este tipo particular de tubo, el riesgo de cavitación se encuentra en la garganta del mismo, ya que aquí, al ser mínima el área y máxima la velocidad, la presión es la menor que se puede encontrar en el tubo. Cuando ocurre la cavitación, se generan burbujas localmente, que se trasladan a lo largo del tubo. Si estas burbujas llegan a zonas de presión más elevada, pueden colapsar, produciendo, así, picos de presión local con el riesgo potencial de dañar la pared del tubo.

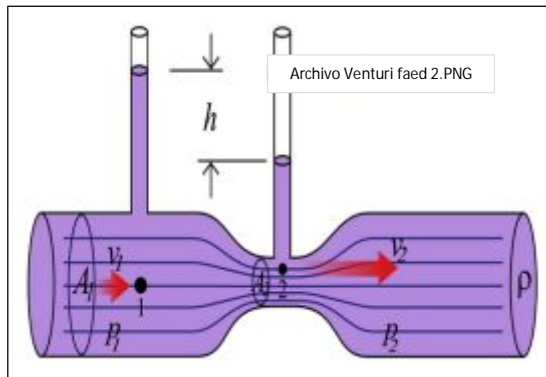


Figura 2-2 Tubo de Venturi

3. Tercera Ley de Newton

La primera Ley de Newton, aplicada a la aeronáutica, viene a decirnos que si vemos un flujo de aire deformado o que una masa de aire pasa del estado reposo a estar en movimiento, hay

una fuerza que actúa sobre ella. Algo, la verdad, bastante obvio.

La tercera Ley de Newton, y la que explica por qué un avión se sustenta en el aire, es la ley de acción- reacción. Aplicada, nos viene a decir que el ala tiene que hacer alguna *acción* a la masa de aire, para que esta le devuelva la *sustentación* (reacción).

4. ¿Por qué vuela un avión?

Antes de explicar las causas, fenómenos o efectos que originan que un cuerpo más pesado que el aire se desplace por los cielos imitando a los pájaros en la actividad denominada vuelo, se deben conocer unos principios básicos, en los cuales se aplicará la imaginación y el conocimiento que se ha estado impartiendo a través de las clases de tecnología y físico-química.

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.

A continuación se analizará qué 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).

Este efecto permite que la superficie superior del ala soporte 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, deflecta 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.

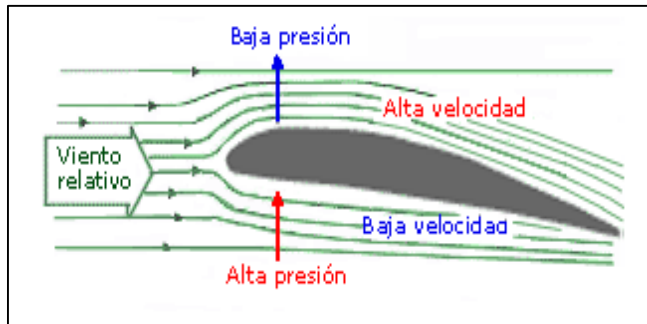


Figura 3-2 Perfil Aerodinámico

CAPÍTULO III

FUERZAS QUE ACTÚAN EN VUELO

A. INTRODUCCIÓN

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.

A continuación se analizará 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.

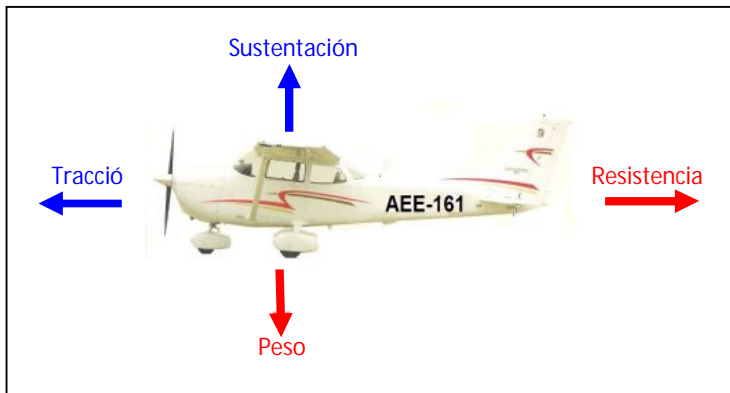


Figura 1-3 Fuerzas que actúan en vuelo

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.

1. La 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.

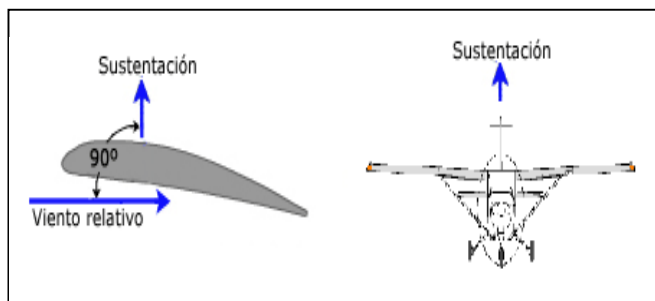


Figura 2-3 Perpendicularidad de la sustentación

Después de analizar las leyes aerodinámicas que explican la sustentación, ah continuación se analizará, con detalle, cuáles son los factores que afectan a la misma.

a. 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); por ejemplo: el avión está volando con 5° de morro arriba y 15° de alabeo a la izquierda.



Figura 3-3 Actitud del avión

b. 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.



Figura 4-3 Trayectoria de vuelo

c. Viento relativo

Es la magnitud y dirección de las líneas de corriente de aire con sentido contrario al movimiento del perfil alar.

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.

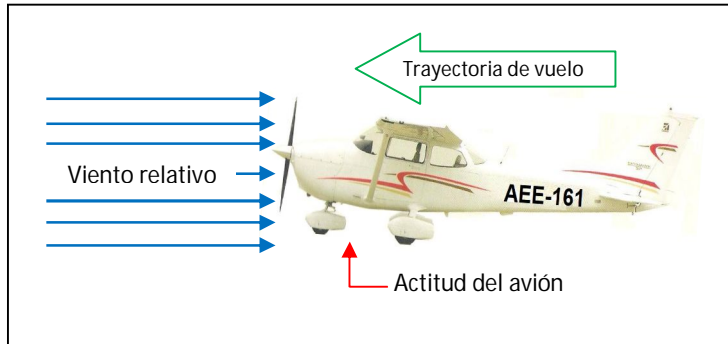


Figura 5-3 Viento Relativo

d. 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

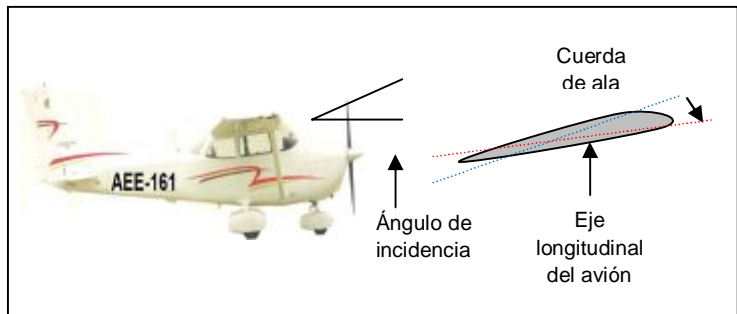


Figura 6-3 Ángulo de Incidencia

e. 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 al mismo, 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.

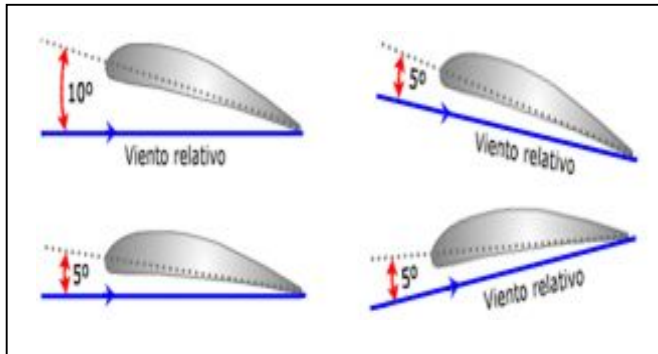


Figura 7-3 Ángulo de Ataque

Es importante notar, que el ángulo de ataque se mide respecto al viento relativo y no en relación a la línea del horizonte, tal como se muestra en la figura 8-3. 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° .

En la siguiente figura se muestran distintas fases de un avión en vuelo, en cada una de las cuales se puede apreciar, de una manera gráfica, las fuerzas que actúan en vuelo: la trayectoria, el viento relativo, paralelo y de dirección opuesta a

la trayectoria y la sustentación, perpendicular al viento relativo.

2. Factores que afectan a la sustentación

La forma del perfil del ala, hasta cierto límite, influye directamente a la sustentación; 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 varía entre 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 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.

a. 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.

b. 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 **d** del teorema de Bernoulli).

c. 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 **v²** del teorema de Bernoulli), siendo, por tanto, este factor el que comparativamente más afecta a la sustentación.

d. 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, un excesivo ángulo de ataque puede provocar la entrada en pérdida.

e. Coeficiente de sustentación

En la siguiente figura se ve, de forma general, cómo 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.

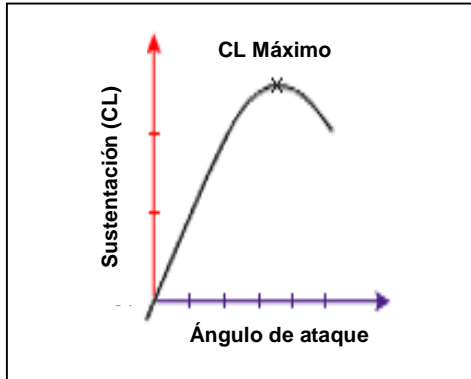


Figura 8-3 Coeficiente de Sustentación vs. Ángulo de Ataque

La fórmula correspondiente es: $L = CL * q * S$ donde:

CL es el coeficiente de sustentación, dependiente del tipo de perfil y del ángulo de ataque.

q es la presión aerodinámica ($1/2 d v^2$, siendo d la densidad y v la velocidad del viento relativo).

S es 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 predeterminados por el diseño del avión, y la densidad del aire depende del estado de la atmósfera.

En capítulos posteriores se analizará los dispositivos hipersustentadores (flaps, slats, etc) que disponen los aviones, los que, accionados por el piloto, modifican la curvatura del ala y la superficie alar; estos dispositivos están diseñados para posibilitar maniobras a baja velocidad (aterrizaje, despegue, etc.) más que para aumentar la sustentación a velocidades normales de operación.

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 9-3 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).

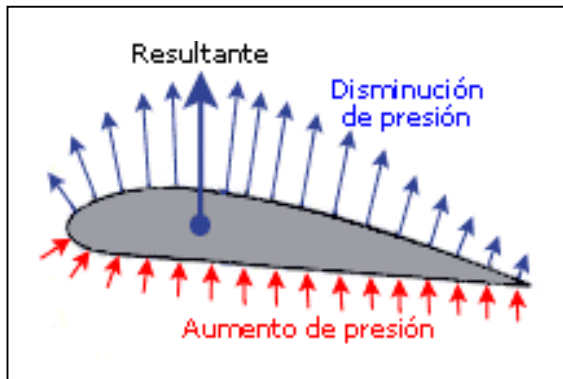


Figura 9-3 Centro de Presiones

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.

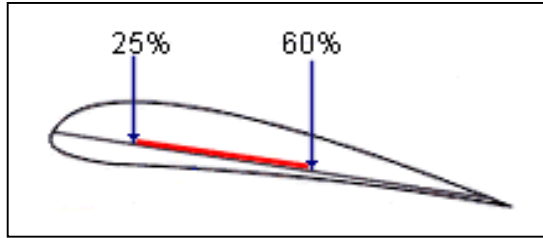


Figura 10-3 Límites de desplazamiento del Centro de Presiones

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.

4. El 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.

Dependiendo de sus características, cada avión tiene un peso máximo que no debe ser sobrepasado.

5. Centro de Gravedad

Es el punto donde se considera ejercida toda la fuerza de gravedad, es decir el peso. El centro de gravedad (CG) 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 CG.

La situación del centro de gravedad respecto al centro de

presiones, tiene una importancia enorme en la estabilidad y controlabilidad del avión.



Figura 11-3 Centro de Gravedad

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.

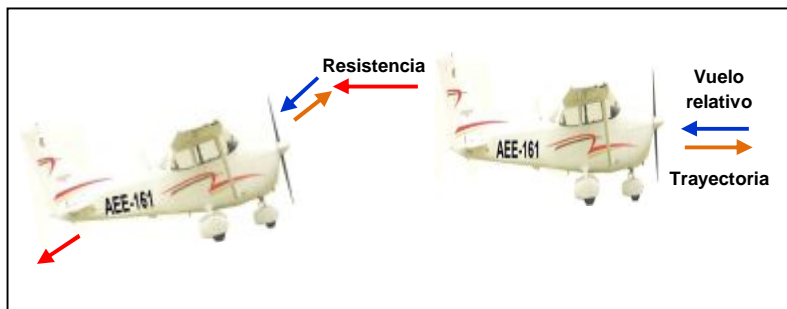


Figura 12-3 Dirección y Sentido de la Resistencia

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 la denomina resistencia inducida, denominándose resistencia parásita a la suma del resto de resistencias.

La fórmula de la resistencia (en inglés "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.

a. 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, efecto que 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.

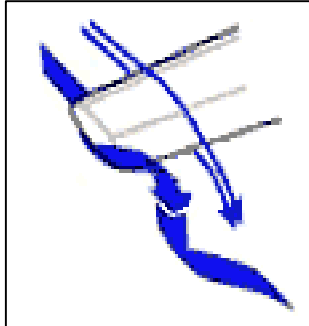


Figura 13-3 Deflexión del Flujo de Aire

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

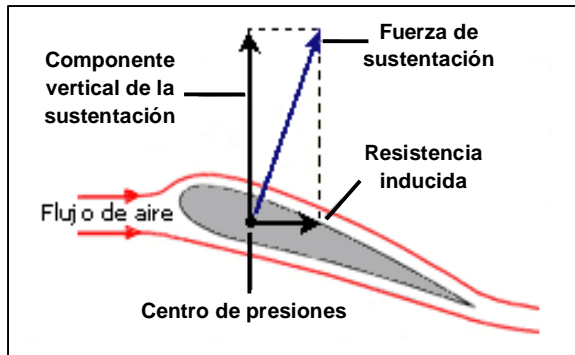


Figura 14-3 Resistencia Inducida

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 se aplica mas velocidad y menos ángulo de ataque, la resistencia inducida será menor, de lo cual se deduce que la resistencia inducida disminuye con el aumento de velocidad. La figura 20-3 muestra la relación entre la resistencia inducida, la velocidad y el ángulo de ataque.

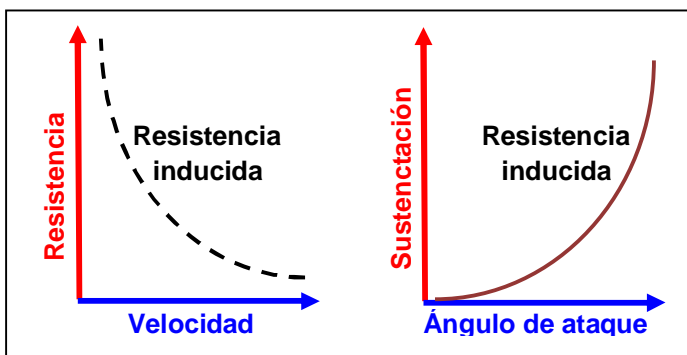


Figura 15-3 Variación de la Resistencia Inducida con la Velocidad y el Ángulo de taque

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.

b. 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.

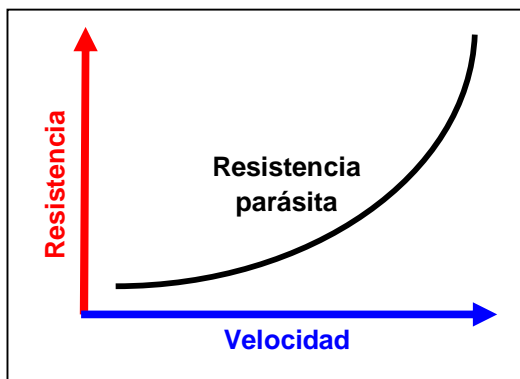


Figura 16-3 Resistencia Parásita vs. Velocidad

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.

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.

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. La única forma que tiene el piloto para disminuirla es aminorar la velocidad, porque, en lo demás, esta resistencia depende sobre todo del diseño del avión y el piloto no dispone 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.

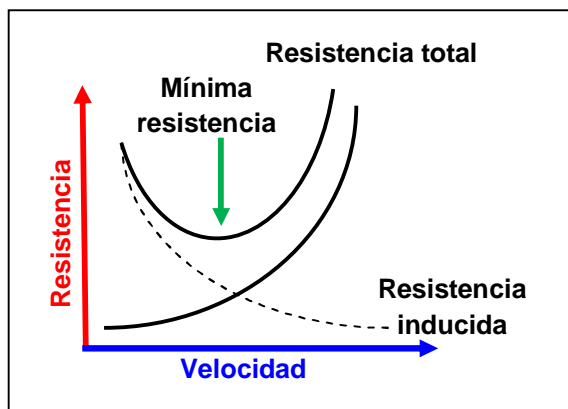


Figura 17-3 Resistencia total

A baja velocidad, la mayoría de la resistencia es inducida, debido al incremento del ángulo de ataque para producir suficiente sustentación y 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.

Por lo tanto:

- a. A mayor velocidad, menor resistencia inducida.
- b. A mayor ángulo de ataque, mayor resistencia inducida.
- c. A mayor velocidad, mayor resistencia parásita.

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.

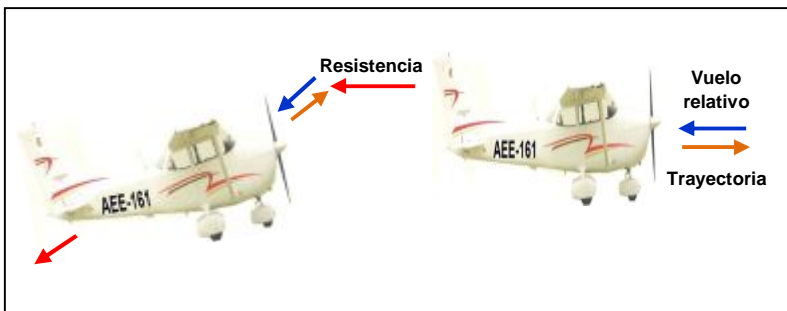


Figura 18-3 Dirección y Sentido de empuje

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 caballos de fuerza (HP), 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.

CAPITULO IV

ESTRUCTURA DEL AVIÓN

A. ESTRUCTURA GENÉRICA DEL AVIÓN

1. Partes del avión

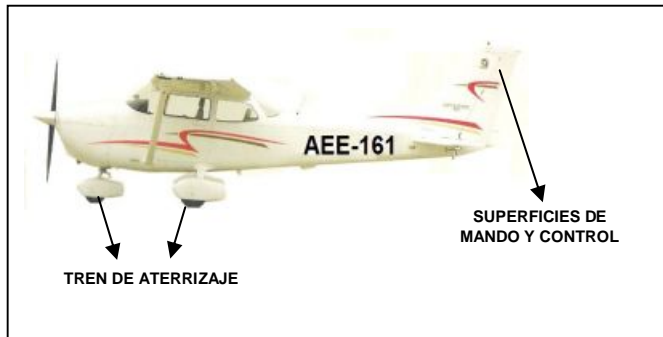
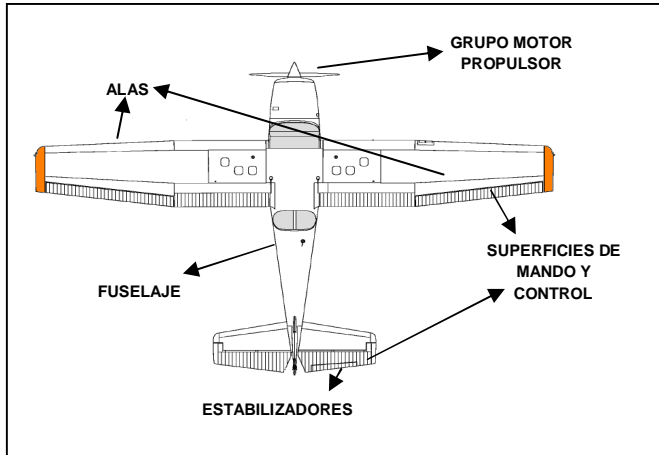


Figura 1-4 Estructura genérica del avión

a. Fuselaje

Del francés “fusele”, 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.

b. 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 posible.

c. 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...).



Figura 2-4 Superficies de mando y control

d. 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.

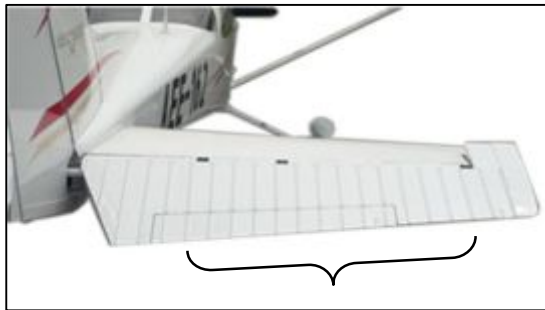


Figura 3-4 Estabilizadores

e. 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 para la nieve (con patines) y para el agua (con flotadores).



Figura 4-4 Tren de aterrizaje

f. 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.



Figura 5-4 Motor Cessna 172S

g. Sistemas auxiliares

Son el resto de sistemas destinados a ayudar al funcionamiento de los elementos, para proporcionar más control o mejor gobierno de la aeronave. Entre ellos se puede mencionar por ejemplo, el sistema hidráulico, eléctrico, de presurización, alimentación de combustible.

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 aeronaves de gran magnitud.

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.

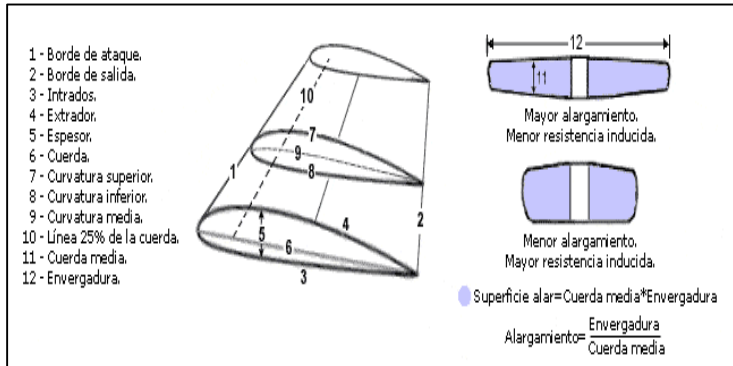


Figura 6-4 Terminología general de los elementos del ala

a. 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.

b. 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, y la parte donde primero toma contacto con el flujo de aire.

c. Borde de salida

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

d. Intrados

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

e. Extrados

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

f. Espesor

Distancia máxima entre el extrados y el intrados.

g. Cuerda

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

h. 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.

i. 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.

j. Curvatura

Es la 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.

k. Superficie alar

Superficie total correspondiente a las alas.

I. 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.

m. 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.

3. Tipos de alas

Las alas se clasifican en base a tres aspectos:

- a. Flecha
- b. Diedro Flecha
- c. Forma

a. Flecha

Ángulo 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 adelante tienen, flecha negativa.

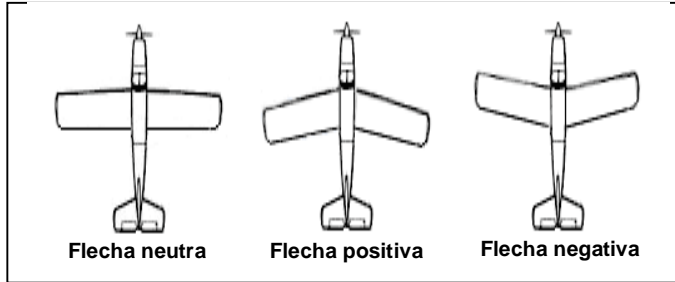


Figura 7-4 Flecha de Ala

b. Diedro Flecha

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. Colocando los brazos en cruz, en posición normal, tenemos diedro neutro; si los subimos, tienen diedro positivo y si los bajamos, tienen diedro negativo.

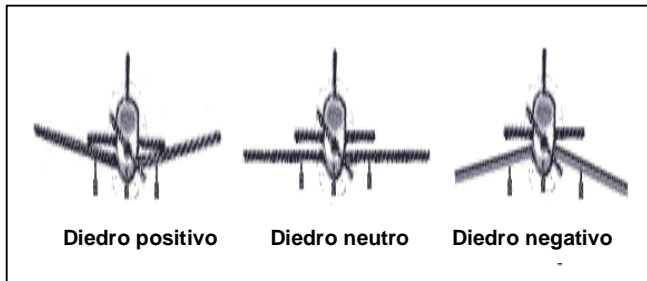


Figura 8-4 Ángulos Diedros

c. 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).

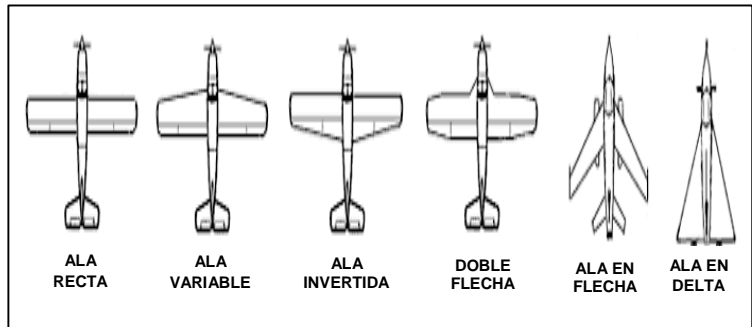


Figura 9-4 Formas de las alas

4. Otras clasificaciones

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").



Figura 10-4 Posición del ala

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 extradorsal 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 extradorsal, experimentaron cambios en su curvatura en mayor o menor medida y el punto de máximo espesor se fue desplazando hacia atrás. Actualmente, los aviones suelen montar alas de flujo laminar. Los aviones supersónicos han sufrido cambios mucho 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.

CAPÍTULO V

SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL

A. INTRODUCCIÓN

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 órdenes.

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 altos y rápidos 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, incrementando la sustentación o aumentando la resistencia.

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:

a. 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".

b. 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.

c. Eje vertical

Eje imaginario que atraviesa el centro del avión. El movimiento en torno a este eje (morro virando a la izquierda o a la derecha) se llama guiñada ("yaw" en inglés). 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.

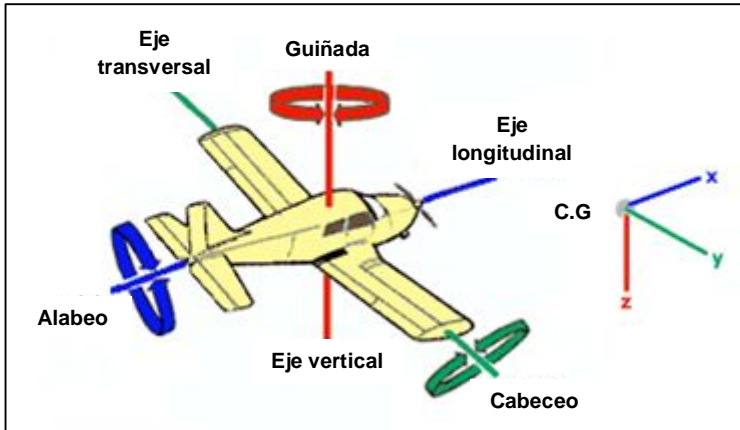


Figura 1-5 Ejes del avión y movimientos sobre ellos

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: alerones, 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. A continuación se analizará las superficies de control, cómo funcionan y cómo las acciona el piloto.

a. 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 la cabrilla o volante de control a la izquierda o la derecha o en algunos aviones, moviendo la palanca de mando a la izquierda o a la derecha.

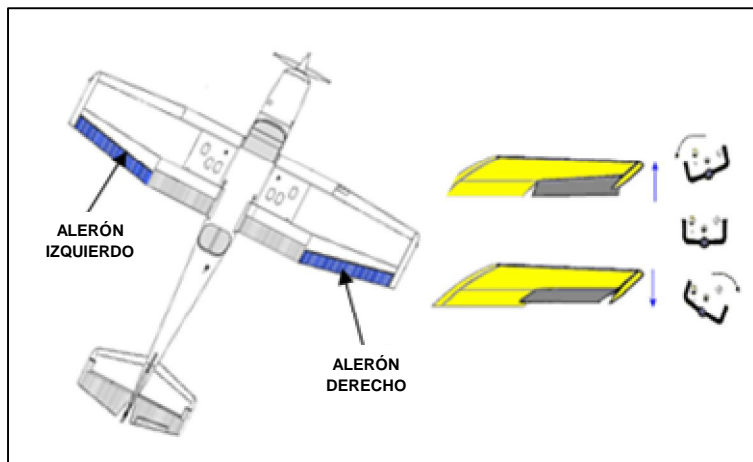


Figura 2-5 Alerones y cabrilla

Funcionamiento: Los alerones tienen un movimiento asimétrico. Al girar la cabrilla 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 a la cabrilla. 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 esa ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación, lo que hace que esa ala suba. Esta combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende.

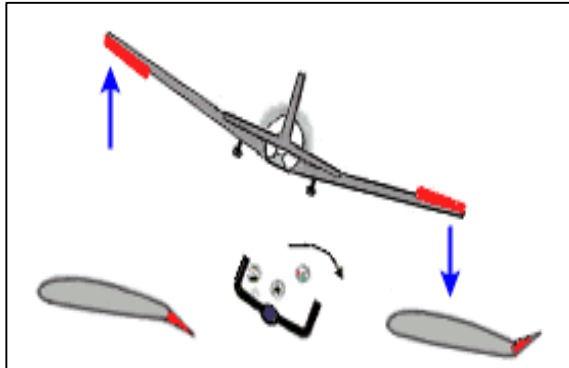


Figura 3-5 Funcionamiento de los alerones

Por ejemplo, si se desea realizar un movimiento de alabeo a la derecha; se girará la cabrilla 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 hace que ascienda.

b. 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 de la cabrilla o la palanca de control, y suele tener

una deflexión máxima de 40° hacia arriba y 20° hacia abajo.

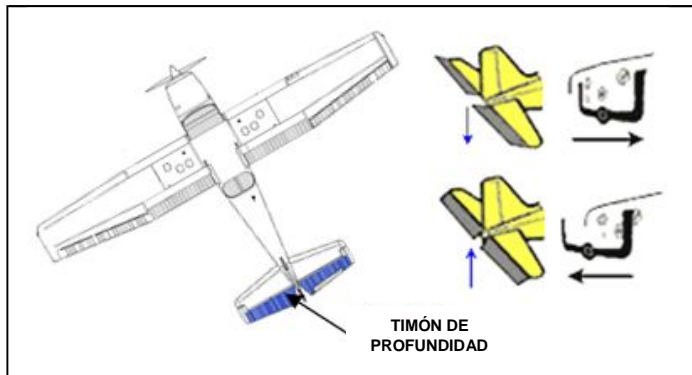


Figura 4-5 Timón de Profundidad y mando de control

Funcionamiento: Al tirar de la cabrilla, esta superficie sube, mientras que al empujarla, 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.

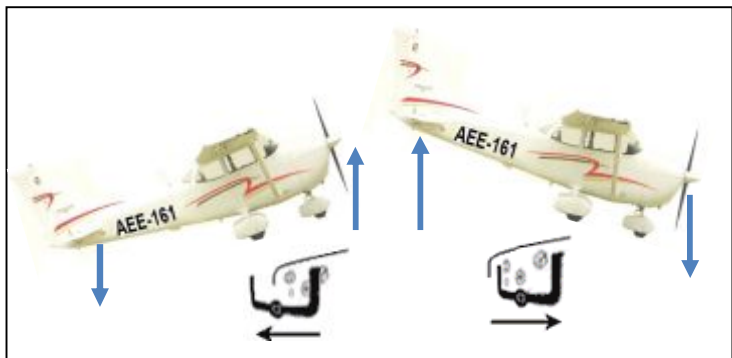


Figura 5-5 Funcionamiento del timón de profundidad

c. 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 los pedales situados en el piso de la cabina

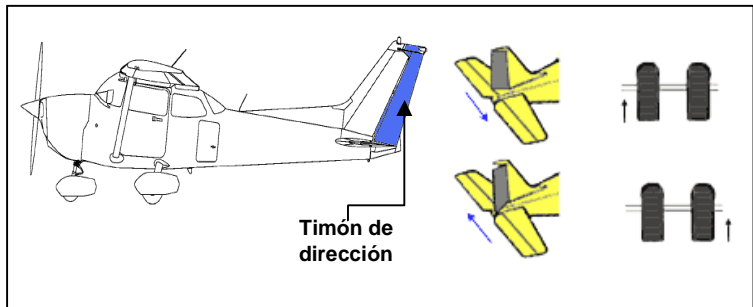


Figura 6-5 Timón de dirección y pedales

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.

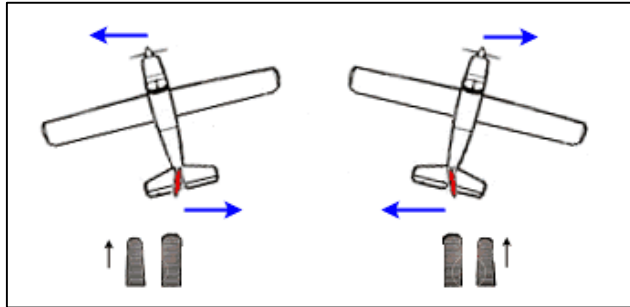


Figura 7-5 Funcionamiento del timón de dirección

El manejo de los mandos de control, según se ha visto, es bastante intuitivo:

- 1) Alabeo a la derecha \Rightarrow Timón a la derecha.
- 2) Alabeo a la izquierda \Rightarrow Timón a la izquierda.
- 3) Morro abajo, menor ángulo de ataque \Rightarrow Empujar el timón.
- 4) Morro arriba, mayor ángulo de ataque \Rightarrow Tirar del timón.
- 5) Guiñada a la derecha \Rightarrow Pedal derecho.
- 6) Guiñada a la izquierda \Rightarrow 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 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.

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; imagine 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 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.

No todos los aviones disponen de todos los compensadores y se los denominan según la función o superficie a la que se aplican: de dirección, de alabeo, o de profundidad.

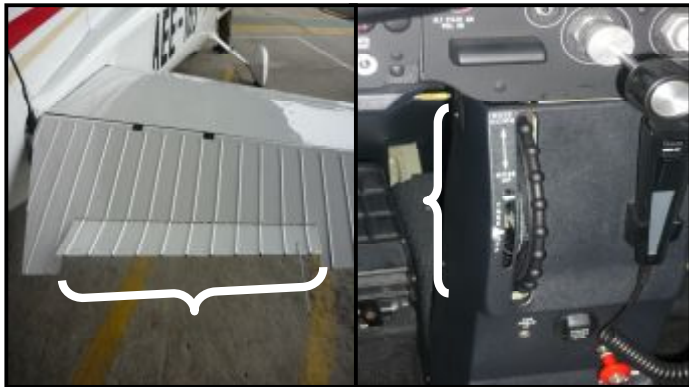


Figura 8-5 Compensador de profundidad

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 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.

a. 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 deflecan 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 al mismo tiempo la resistencia.

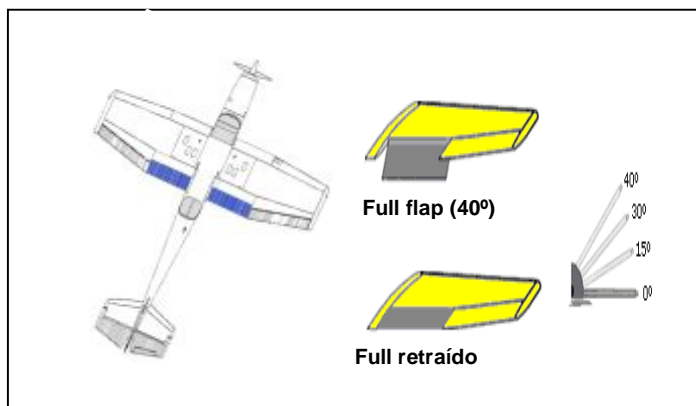


Figura 9-5 Flaps y ángulos de extensión

Se accionan desde la cabina, bien por una palanca, por un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de posición (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 posición 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...

- 1) **Sencillo.** Es el más utilizado en aviación ligera. Es una porción de la parte posterior del ala.
- 2) **De intrados.** Situado en la parte inferior del ala (intrados) su efecto es menor dado que solo afecta a la curvatura del intrados.
- 3) **Zap.** Similar al de intrados, al deflectarse se desplaza hacia el extremo del ala, aumentando la superficie del ala además de la curvatura.
- 4) **Fowler.** Idéntico al flap zap, se desplaza totalmente hasta el extremo del ala, aumentando enormemente la curvatura y la superficie alar.
- 5) **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.
- 6) **Krueger.** Como los anteriores, pero situado en el borde de ataque en vez del borde de salida.

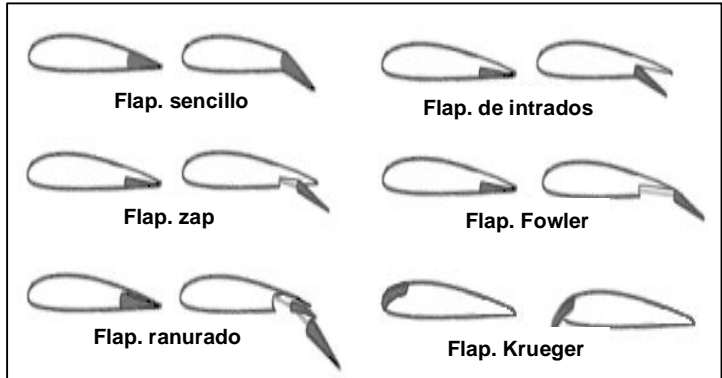


Figura 10-5 Tipos de flaps

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:

- 1) Aumento de la sustentación.
- 2) Aumento de la resistencia.
- 3) Posibilidad de volar a velocidades más bajas sin entrar en pérdida.
- 4) Se necesita menor longitud de pista en despegues y aterrizajes.
- 5) La senda de aproximación se hace más pronunciada.
- 6) Crean una tendencia a picar.
- 7) En el momento de su deflexión el avión tiende a ascender y perder velocidad.

b. Slats

Son superficies hipersustentadoras que actúan de modo

similar a los flaps. Situadas en la parte anterior del ala, al deflektarse canalizan hacia el extradado 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 aviones ligeros que disponen de ellos.

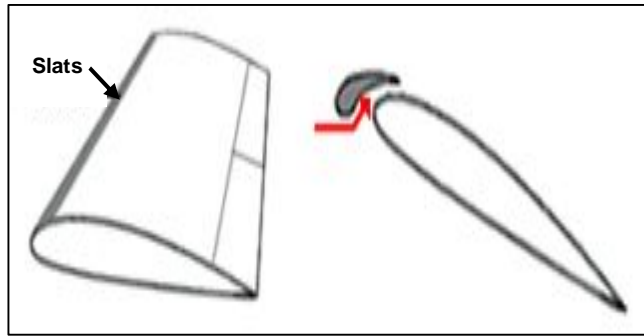


Figura 11-5 Slats

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.

c. 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.

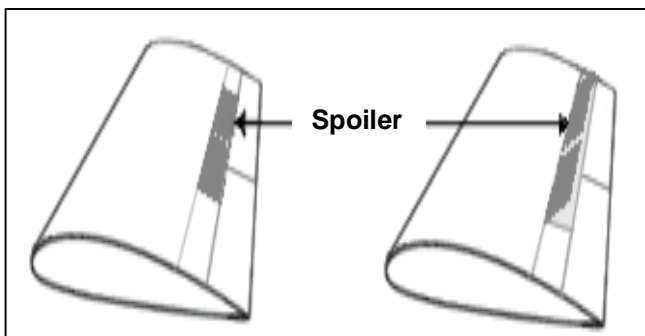


Figura 12-5 Spoilers o aerofrenos

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. Varios accidentes de aviones comerciales se han producido 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.

CAPÍTULO VI

ESTABILIDAD

A. DEFINICIÓN

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).

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

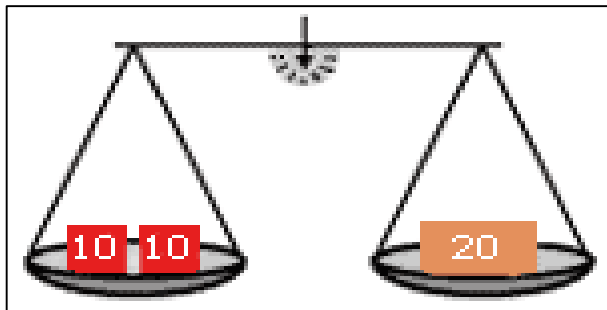


Figura 1-6 Balance

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. Estabilidad estática

Por estabilidad se entiende la respuesta de un sistema cuando se la mueve de una posición de equilibrio. La estabilidad en el vuelo de una aeronave es el factor que permite determinar 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.

a. Estabilidad positiva

Significa que si un sistema es desplazado de su posición de equilibrio, genera fuerzas tendentes a volver a la posición inicial. Si se analiza la rueda de la izquierda, en la figura 2-6, la cual tiene un contrapeso abajo y a esta se le aplica una fuerza que la haga girar en uno u otro sentido, esta rueda tratará de volver a su posición inicial.

b. 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 se gira a uno u otro lado la rueda del centro de la figura 2-6, esta rueda se quedará en equilibrio en la nueva posición en que la dejemos.

c. Estabilidad negativa

Es cuando un sistema desplazado de su posición de equilibrio genera fuerzas que tienden a desplazarlo aún más. Si se mueve la rueda de la derecha de la figura 2-6, que tiene un contrapeso arriba, esta se irá desplazando cada vez más de la posición de equilibrio inicial.

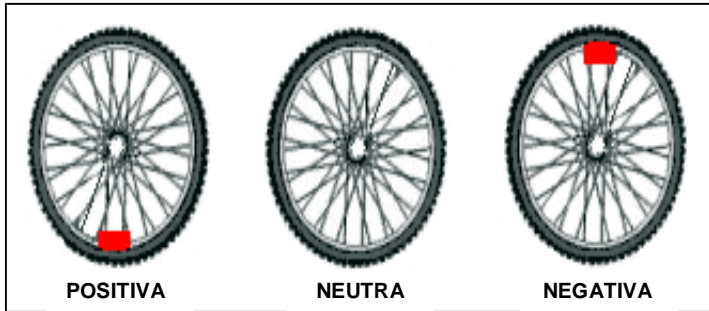


Figura 2-6 Tipos de estabilidad

Estos ejemplos 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, **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, si se considera 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.

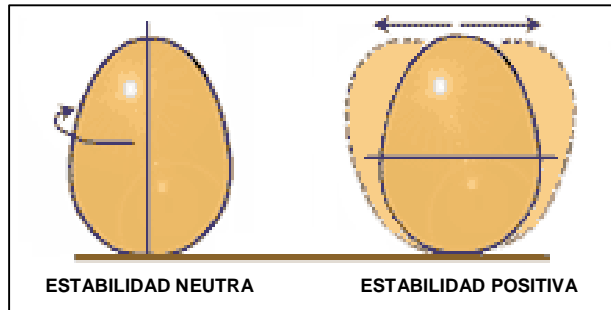


Figura 3-6 Estabilidad según los ejes

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.

2. Estabilidad dinámica

Un avión es dinámicamente estable, cuando al apartarse de su posición de equilibrio, por alguna causa, sin mover sus mandos, aparecen fuerzas ó momentos que lo regresan a la posición original. Por lo anterior, un avión dinámicamente estable también es estáticamente estable. Pero si esas fuerzas o momentos, en el sentido de hacer regresar a la posición original, oscilan de forma cada vez mayor, el avión es estáticamente estable, pero dinámicamente inestable. Si las oscilaciones son de la misma magnitud y no se amortiguan, será dinámicamente indiferente (o neutro).

Un avión excesivamente estable resultará poco maniobrable, oponiéndose a cambiar la dirección del vuelo, es decir, tendrá

mayor resistencia a la acción de los mandos y, por el contrario, para que un avión sea maniobrable, necesita ser poco estable, o incluso inestable.

Por ejemplo, un avión acrobático o un avión caza necesitan ser estáticamente indiferentes o ligeramente inestables, para que no tengan oposición a la acción de los mandos.

Sucede que las fuerzas que tienden 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 2-6 apenas tiene estabilidad dinámica, pues si se la hace girar, esta girará 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 pararlas; neutra cuando no se amortiguan; y negativa cuando se van haciendo cada vez mayores.

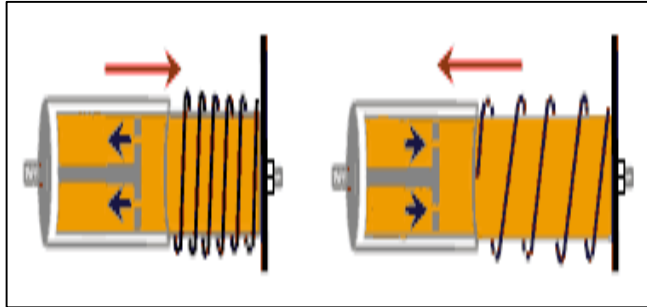


Figura 4-6 Amortiguamiento Hidráulico

La figura 4-6 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 sí 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 la 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.

3. Amortiguamiento vertical

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

Normalmente un aeroplano está en equilibrio, cuando todas sus fuerzas están en balance, pero para conocer cómo el avión mantiene este equilibrio, es necesario comprender a la perfección el escenario expuesto en la figura 5-6.

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 se tenía 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*. Se sabe que el ángulo de ataque es el formado por la cuerda del ala y el viento relativo; no se ha cambiado la actitud y la cuerda del ala sigue la misma línea, pero el viento relativo ha cambiado de dirección, viene de adelante y *abajo*. Esto supone que se tiene 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*.

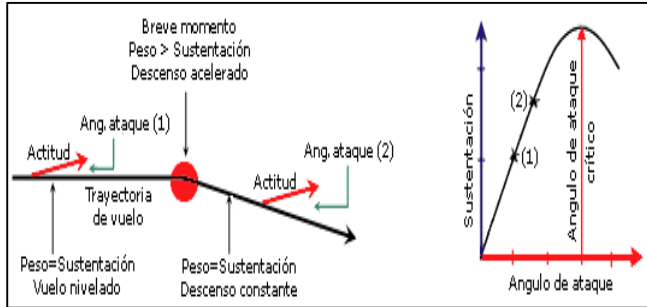


Figura 5-6 Desarrollo del amortiguamiento vertical

Este amortiguamiento vertical responde a la reacción inicial del avión, pues hay una segunda reacción 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.5.6, pudiera suceder que el nuevo ángulo de ataque exceda el ángulo de ataque crítico y nos haga entrar en pérdida. En este caso, no sólo 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.

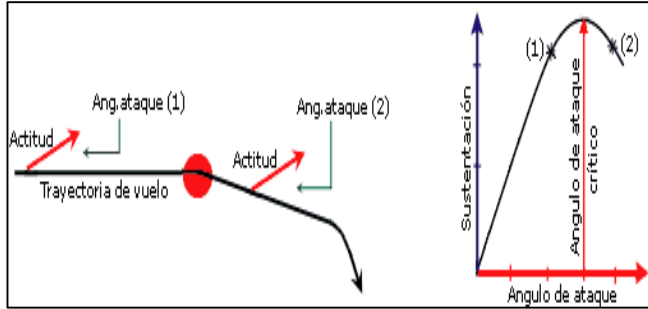


Figura 6-6 Pérdida de amortiguamiento vertical

4. Amortiguamiento del alabeo

Antes se ha visto cómo el avión responde al desequilibrio de las fuerzas puramente verticales. Ahora se considerará cómo responde al desequilibrio de fuerzas que causan el giro sobre el eje de alabeo, para lo cual se utilizará la situación planteada en la fig. 7-6. Como en el caso anterior, inicialmente el avión se encuentra en vuelo recto y nivelado y con las fuerzas equilibradas. Pero si inadvertidamente toda la carga que se lleva se mueve en un solo momento al mismo lado del avión, se provoca 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 produce una menor 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.

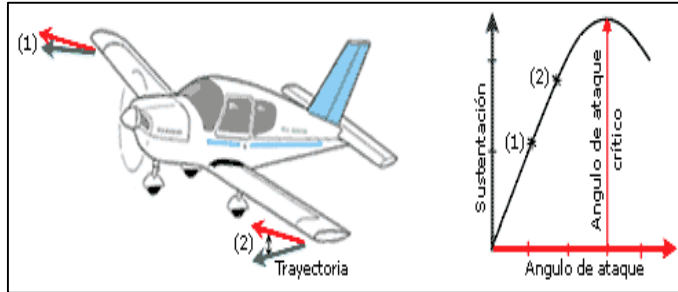


Figura 7-6 Desarrollo del amortiguamiento al alabeo

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 mencionada 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.

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.

De todas las características que afectan al balance y control 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 está resuelta primariamente por el estabilizador horizontal de cola. 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).

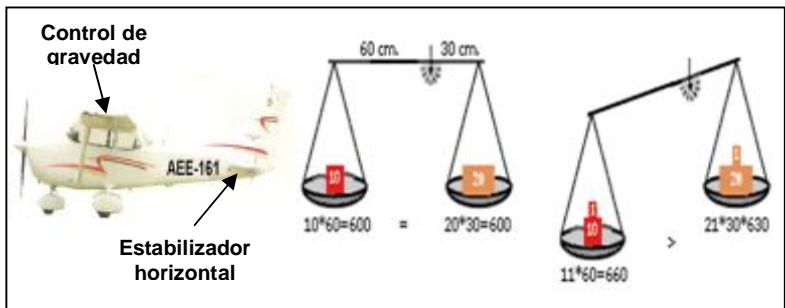


Figura 8-6 Estabilizador horizontal y efecto del par fuerza

En la fig.8-6 se tiene 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 levanta el morro del avión, es porque viene por debajo de la 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.

a. Decalaje

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

Por ejemplo, en la fig. 9-6 se muestra un avión con decalaje = 2° . Si volamos con un ángulo de ataque de 3° en las alas y 1° en el estabilizador (imagen izquierda) y es alcanzado por una ráfaga que viene 1° por debajo de la trayectoria del avión (imagen derecha), esto supone, que aunque la actitud de vuelo del avión 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 de la figura 8 – 6.

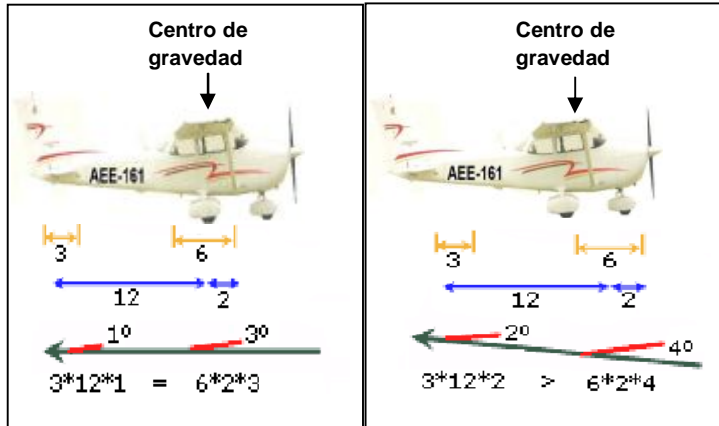


Figura 9-6 Desarrollo de la estabilidad longitudinal

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. 10-6).

Si el Centro de Gravedad y el Centro Aerodinámico están en el mismo plano, el avión tiene estabilidad neutra, pues ambas fuerzas tienen el mismo punto de aplicación; si el Centro de Gravedad está adelantado con respecto al Centro Aerodinámico, el avión es estable y tenderá a picar (morro abajo) y, por último, si el Centro de Gravedad está retrasado con respecto del Centro Aerodinámico, el avión es inestable y tiende a volverse más difícil de controlar (morro arriba).

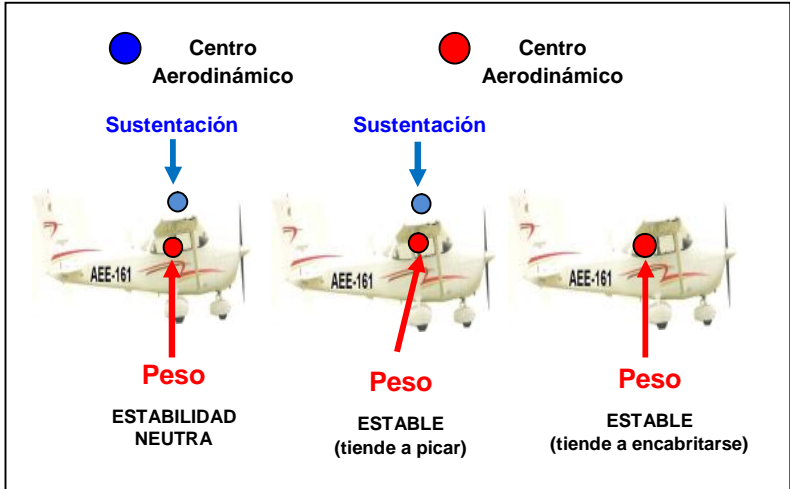


Figura 10-6 Estabilidad longitudinal en función del Centro Aerodinámico y del Centro de Gravedad

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, de lo contrario, puede provocarnos serios problemas en el control y estabilidad del avión.

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.

6. Estabilidad lateral

La estabilidad lateral se refiere a la mostrada por el avión sobre su eje longitudinal oponiéndose al movimiento de alabeo. 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. Un diedro positivo puede proporcionar un alabeo restaurador, si también hay un movimiento de guiñada o derrape lateral.

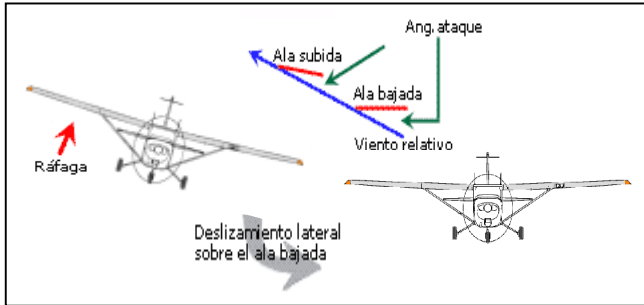


Figura 11-6 Desarrollo de la estabilidad lateral

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.

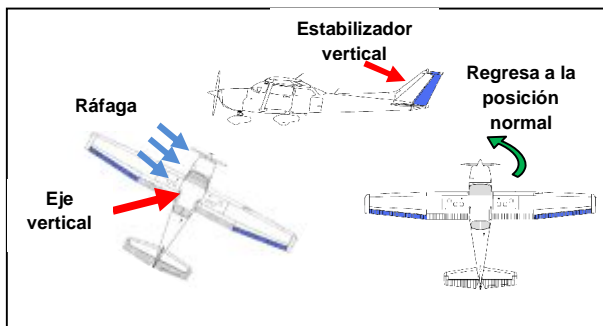


Figura 12-6 Estabilidad lateral y estabilidad direccional

CAPÍTULO VII

ÁNGULO DE ATAQUE

A. DEFINICIÓN

En aviación se define al ángulo de ataque como el ángulo 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; esto es muy importante en aviación, debido a que muchos de los números críticos relativos al rendimiento del avión están íntimamente relacionados con el ángulo de ataque, como por ejemplo:

- 1) La pérdida de sustentación ocurre con un determinado ángulo de ataque.
- 2) El mejor ángulo de ascenso está dado con un ángulo de ataque.
- 3) La mejor velocidad de ascenso se da con un ángulo de ataque concreto.
- 4) Cuando se compensa en profundidad el avión, en realidad se está seleccionando un ángulo de ataque.
- 5) 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.

La figura 1.7 muestra un ejemplo de la variación entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque, para un perfil concreto.

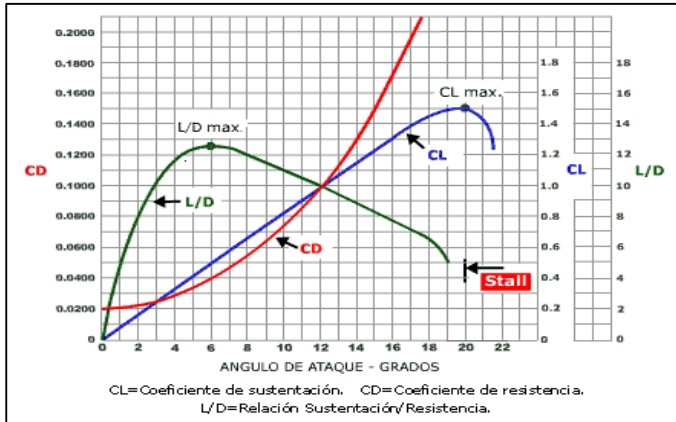


Figura 1-7 Variación de sustentación y resistencia / ángulo de ataque

1. 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.

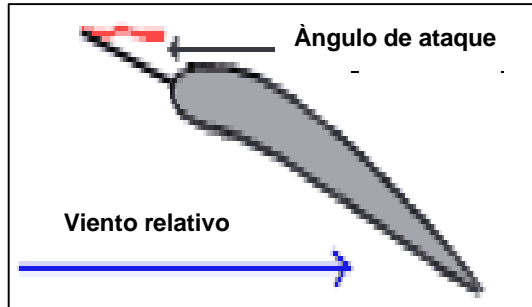


Figura 2-7 Indicador de ángulo de ataque

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, sólo 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, podemos ser capaces de mantener el ángulo de ataque deseado mediante:

- a. Nuestra percepción: acostumbrarse a reconocer las posiciones de morro, fijarse en la posición de las alas, tomar referencias con partes físicas de la aeronave, etc. La idea de controlar la actitud del avión mientras se mira fuera es muy importante. Es común encontrar alumnos 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 se tenga que controlar el ángulo de ataque basándose en sensaciones.

- b. El indicador de velocidad, que 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.



Figura 3-7 Reconocimiento del ángulo de ataque por la actitud y el variómetro

Se debe 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 se debe tener precaución.

2. 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.

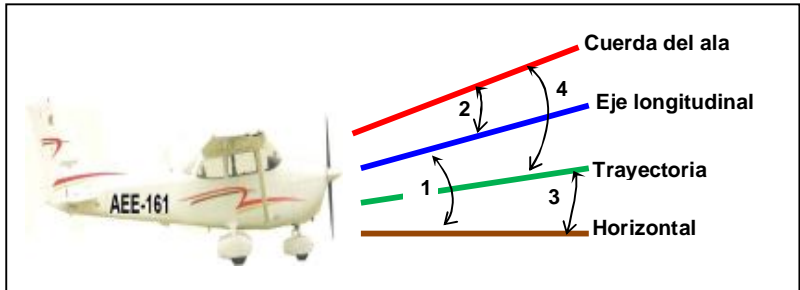


Figura 4-7 Relaciones entre ángulos

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 el alumno aprenda 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 aminorar el otro valor (actitud) para seguir manteniendo la igualdad, 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 tiene los flaps extendidos, y este cambio de

percepción es mayor cuanto mayor es el grado de deflexión de los flaps.

3. Cambiando el ángulo de ataque

Al saber que la cabrilla controla en su profundidad, provocando el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o abajo) este movimiento de cabeceo hace variar el ángulo de ataque.

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 se 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 sinnúmero de oscilaciones. Se realizan 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

alumnos iniciales 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 alumnos 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, 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 va el avión, etc. Un piloto experimentado sujeta ligeramente los mandos y los mueve con suavidad y firmeza.

4. 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.

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 se presenta 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, se tiene 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.

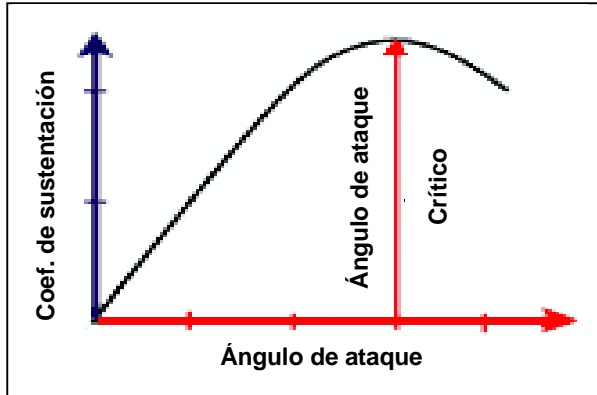


Figura 5-7 Ángulo de ataque crítico

La figura 5-7 muestra que el coeficiente de sustentación es una función sencilla del ángulo de ataque, y 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.

5. Relación entre ángulo de ataque y velocidad

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 ($1/2d v^2$, donde **d** 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:

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

La igualdad reflejada en esta fórmula pone de relieve que:

- a. En la sustentación total producida, **L**, los principales ingredientes son la velocidad y el ángulo de ataque,

relacionados de forma que 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.6-7.

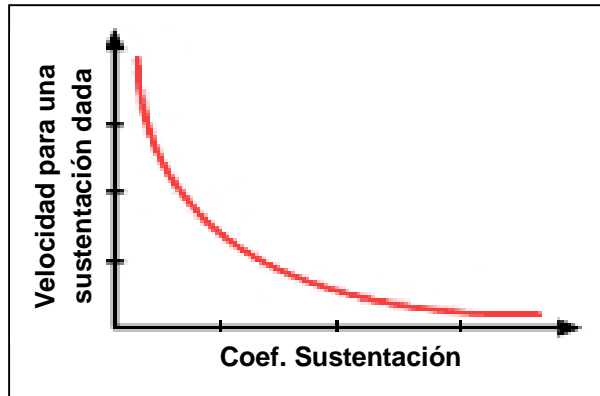


Figura 6-7 Velocidad vs Coef. Sustentación

Puesto que las figuras 5-7 y 6-7 tienen en común el coeficiente de sustentación, combinando ambos se ve la correspondencia existente entre velocidades y ángulos de ataque, tal como se muestra en la figura 6-7: 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).

Una idea intuitiva que se puede 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 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 figuras 5-7 y 6-7, 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 proporciona la mejor información sobre el ángulo de ataque. Pero durante la recogida en el aterrizaje, se alcanza velocidades cercanas a la pérdida y este indicador no proporciona nada que se necesite conocer.

CAPÍTULO VIII

LA PÉRDIDA

A. INTRODUCCIÓN

En este capítulo se estudiará cómo se produce una situación que, no controlada y según en qué circunstancias se produzca, puede entrañar un alto riesgo para la integridad física de los pasajeros y de la aeronave: 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 cómo físicamente se produce la pérdida, se revisarán ciertas definiciones necesarias sobre flujos.

1. Flujos

- a. **Flujo laminar.** Es un flujo en el cual el fluido puede ser considerado como que se mueve en capas uniformes denominadas láminas.
- b. **Flujo turbulento.** En este tipo de flujo las láminas fluyen desorganizadas, tanto en su dirección como en su velocidad. 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 se verá seguidamente.

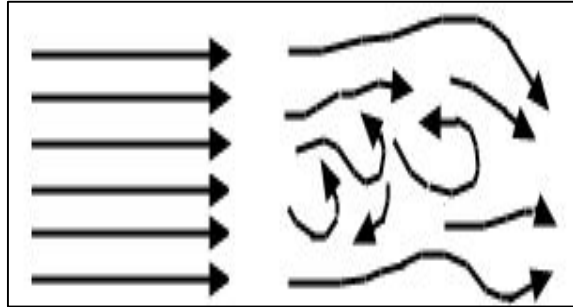


Figura 1-8 Flujo laminar vs Flujo turbulento

El flujo puede permanecer laminar en tanto las láminas 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) 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.
- 4) 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.

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

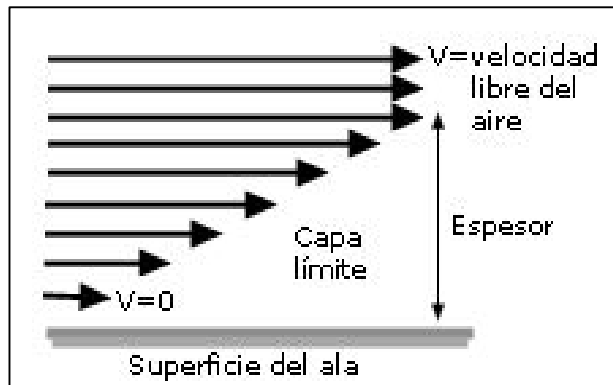


Figura 2-8 Capa límite

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 la 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, más 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".

2. Cómo y por qué se produce la pérdida

Ya estamos en condiciones de saber cómo 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.

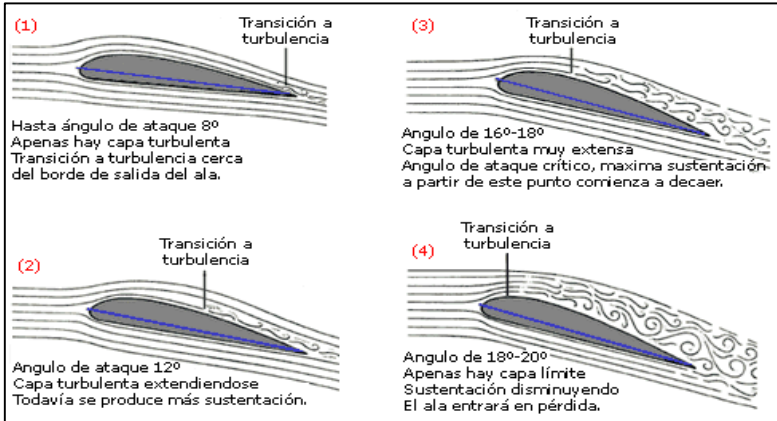


Figura 3-8 Incremento del ángulo de ataque y entrada en pérdida

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 por qué coincidir con la dirección a la que apunta el morro del avión. La pérdida se debe a un excesivo ángulo de ataque y puede ocurrir con cualquier velocidad, cualquier actitud y cualquier potencia.

3. Velocidad de pérdida

Los aviones no tienen normalmente indicadores de ángulo de ataque, pero sí indicador de velocidad, que proporciona 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.

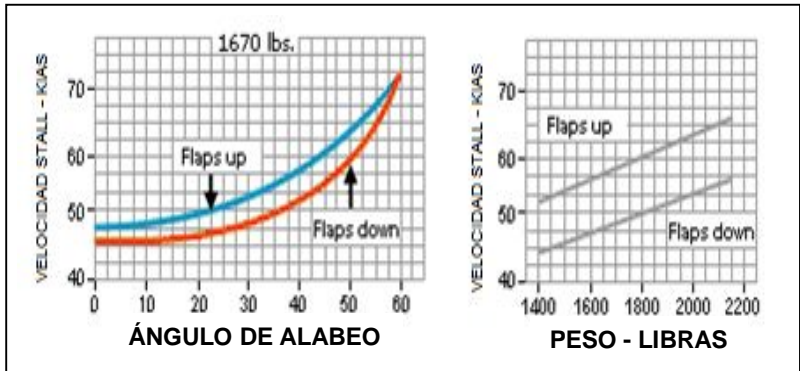


Figura 4-8 Velocidad de pérdida según distintos factores

Hay dos aspectos que conviene conocer respecto al ángulo de ataque crítico y la velocidad de pérdida. El 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**.

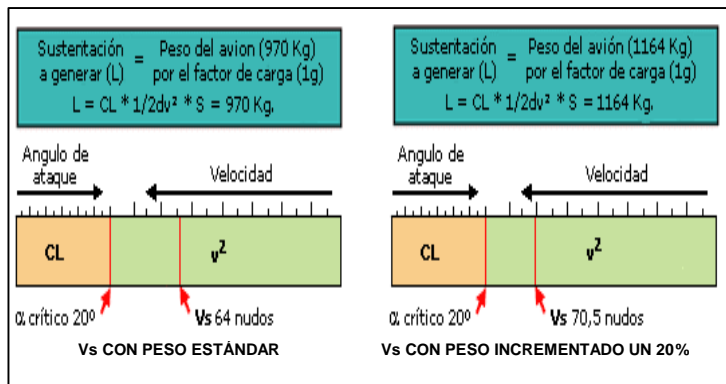


Figura 5-8 Variación de la velocidad de pérdida con el peso

En la figura 5-8 se muestra un ejemplo de lo expuesto. Al suponer que volamos recto y nivelado, a 80 nudos, en un avión cuyo peso total es de 970 kg., si levantamos el morro del avión a un ángulo de ataque de 20° (se asume que ese es el ángulo crítico), el avión perderá velocidad 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.

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) 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 las 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.

4. Condiciones que afectan a la pérdida

a. 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 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%.

b. Balance de la carga

Aunque por sí mismo no supone un aumento o disminución de la velocidad de pérdida, una deficiente distribución de la carga sí puede afectar, y muy negativamente, a las características de la pérdida.

c. 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).

d. 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 sí 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.

5. El factor de carga

El factor de carga es la relación que existe entre la carga total que soportan 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 "g" significa que la carga sobre la estructura del avión es de 3 veces su peso actual. Por ejemplo: si el avión pesa 1000 kg, 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 puede 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.

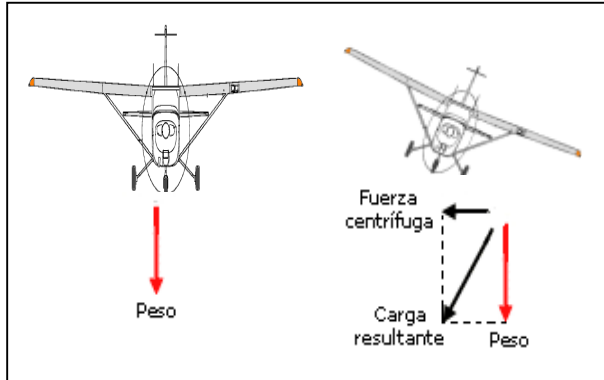


Figura 6-8 Factor de carga en virajes

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.

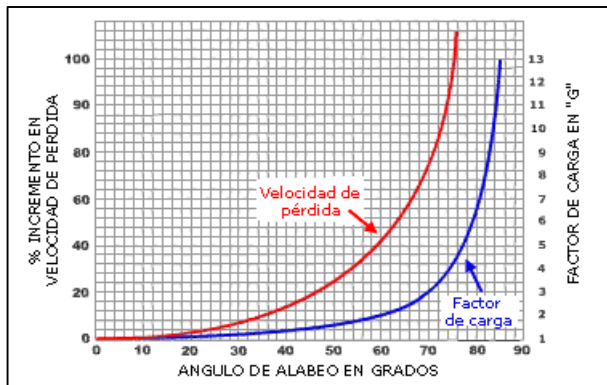


Figura 7-8 Velocidad de pérdida y factor de carga / alabeo

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 rápido 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 alabear 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 "g", 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 nudos, entrará en pérdida a 100 nudos, si se le aplica un factor de carga de 4g ($50 \cdot \sqrt{4} = 100$). Por ejemplo, al saber 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 nudos, en un giro de 60° entraría en pérdida a 92 nudos ($65 \cdot 1.4142$).

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, por 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 de los mismos. La clasificación según estos requisitos se denomina categorías. Para obtener su certificación por las autoridades competentes, el esfuerzo estructural (factor de carga) debe ser conforme a los estándares prescritos. Las categorías y el máximo factor de carga para cada una de ellas son las siguientes (según la FAA):

- a. Normal : 3.8 g.
- b. Utility : 4.4 g.
- c. Acrobatic : 6 g.

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.

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, 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.

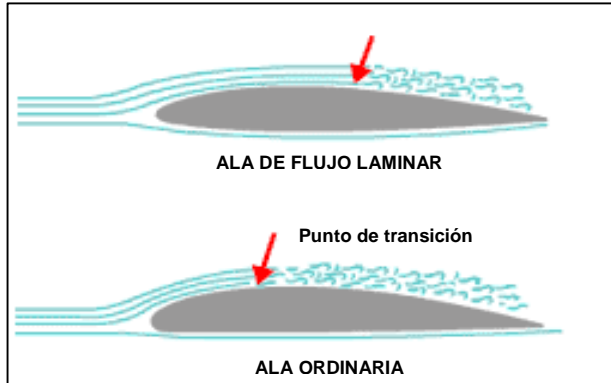


Figura 8-8 Ala ordinaria y de flujo laminar

En este tipo de perfil, 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 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.

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

- a. 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. Este diseño recibe el nombre de "washout" en inglés.
- b. 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.

- c. 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 descienda, lo cual representa una ayuda en la recuperación. Esto se consigue dando al estabilizador horizontal de cola un ángulo de incidencia mucho menor que a las alas. 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.

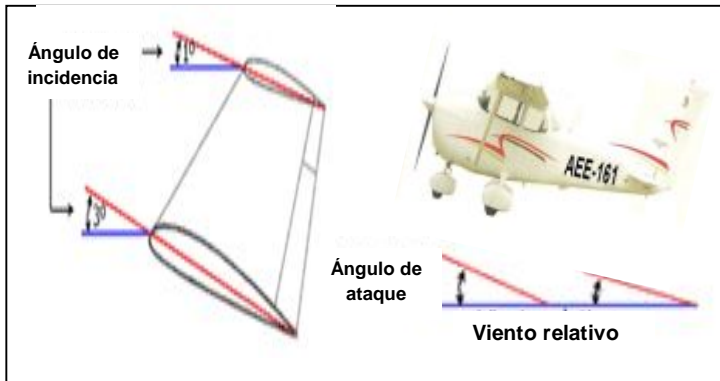


Figura 9-8 Diseños con buena característica de pérdida

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).

El efecto de los flaps. Al extenderlos se cambia la curvatura del perfil del ala, lo cual produce unos efectos ya conocidos, 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.

CAPÍTULO IX

GUIÑADA ADVERSA

A. INTRODUCCIÓN

La guiñada es el movimiento que realiza el avión en torno a su eje vertical.

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.

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 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.

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

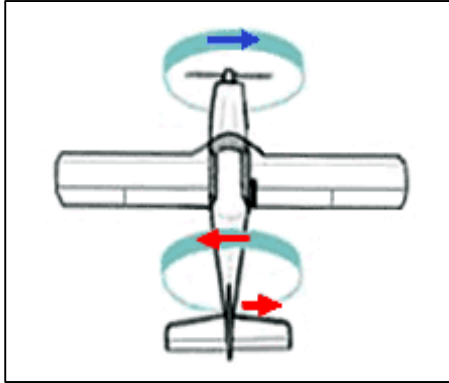


Figura 1-9 Efecto tuerca

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.

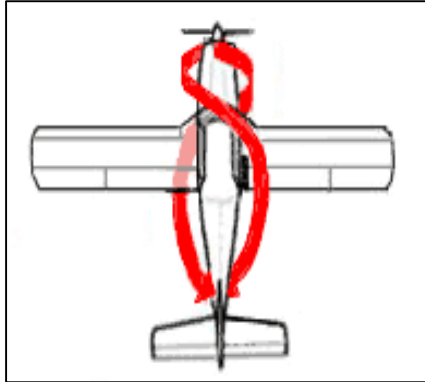


Figura 2-9 Estela de la hélice

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

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. Al suponer un avión con actitud de morro arriba, pero volando horizontal; 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 lo denomina factor "P".

Precesión giroscópica. Cuando a un objeto que gira 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 cómo reacciona una peonza (o similar), girando cuando se le pone un dedo en un lado. La resistencia en los alerones es un efecto que, al contrario de los otros, no está provocado por la hélice. Sabemos cómo

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.

2. Cómo corregir la guiñada

Puesto que el timón de dirección es el mando de guiñada, 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.

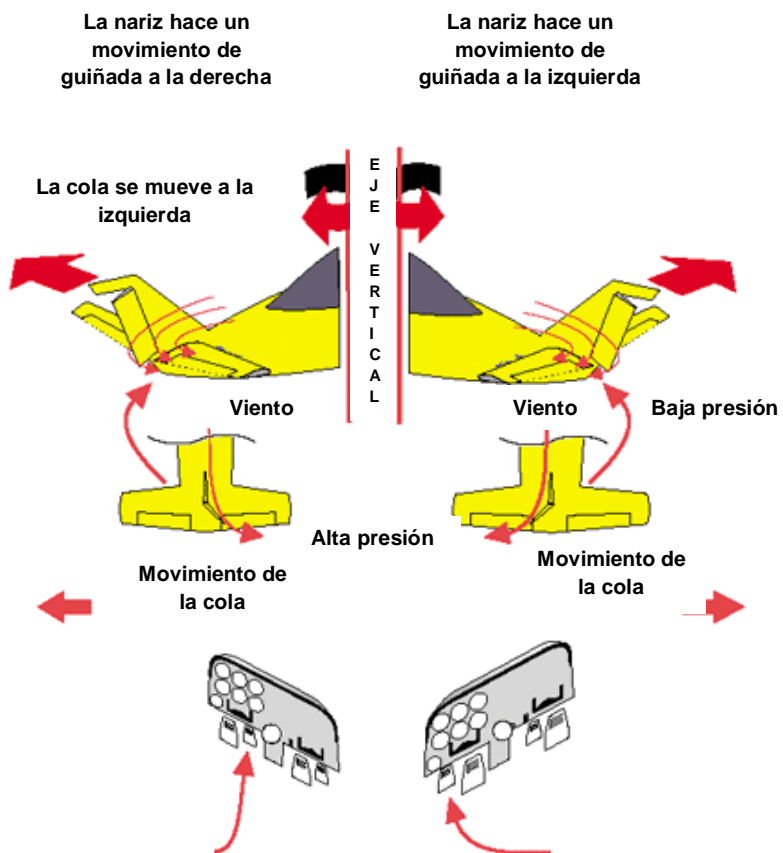


Figura 3-9 Cómo corregir la guiñada adversa

