

INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONAUTICO

APUNTE DE LA MATERIA AERONAUTICA GENERAL

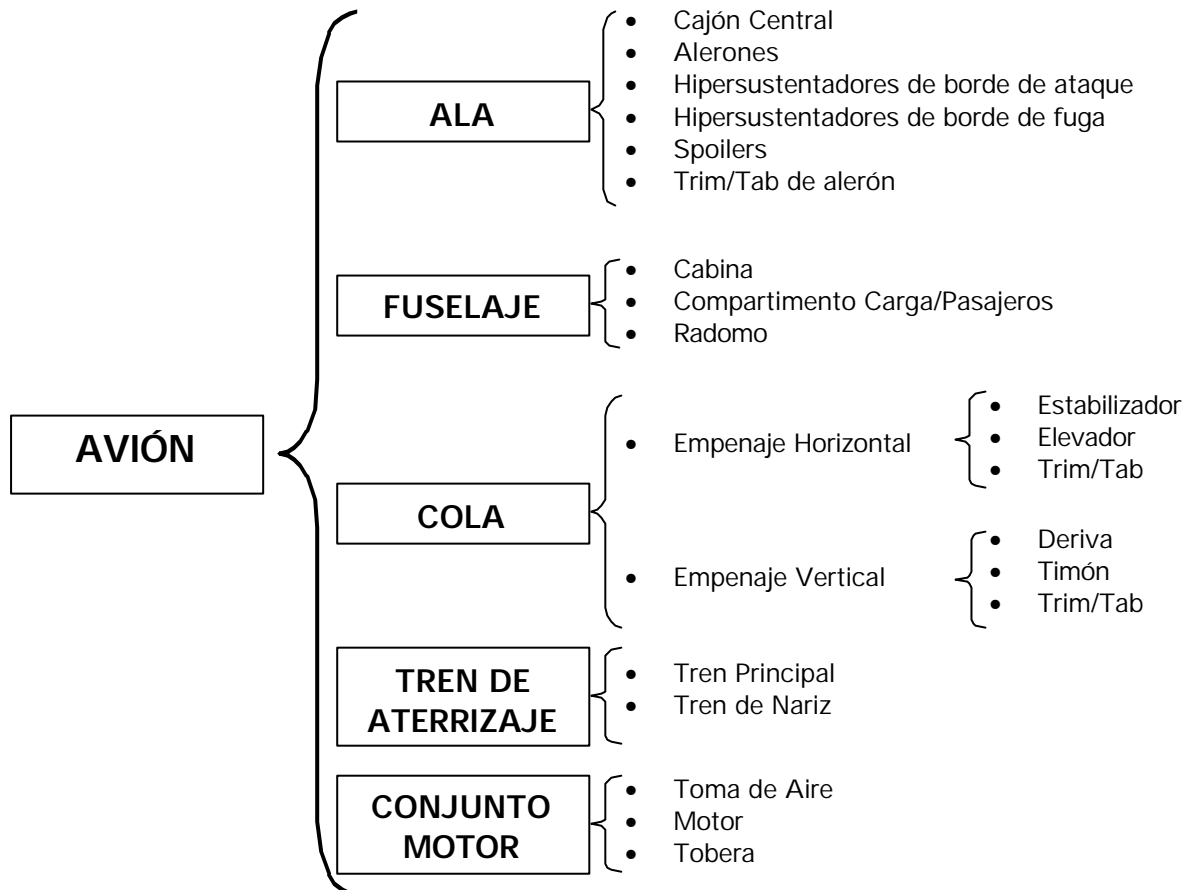
CAPITULO III

AERODINAMICA DEL AVIÓN

III. EL AVIÓN

III.1 LOS COMPONENTES DEL AVION – SUS PARTES Y SU CONTRIBUCION AL VUELO

En una aeronave convencional a reacción es posible identificar las siguientes partes que la componen:



El número y la posición de cada uno de estos componentes definen la configuración de la aeronave. Esta configuración varía dependiendo el uso específico asignado al avión, el fabricante, los materiales usados en la fabricación, el momento histórico en el que fue diseñado, etc.

ALA : Es el principal elemento aerodinámico y estructural de la aeronave. Su forma definirá las características de vuelo del avión. El diseñador debe satisfacer necesidades de vuelo tanto a alta velocidad (crucero) como a baja velocidad (despegue/aterrizaje). Estructuralmente debe ser fuerte, liviana, con larga vida de servicio, accesible y con un costo de diseño y fabricación bajo. Debe poseer espacio suficiente para cargar gran cantidad de combustible además de, en algunos casos, el tren de aterrizaje. En algunas configuraciones sobre ellas se instala los motores y tomas de cargas externas para trasladar armamento, carga o combustible.

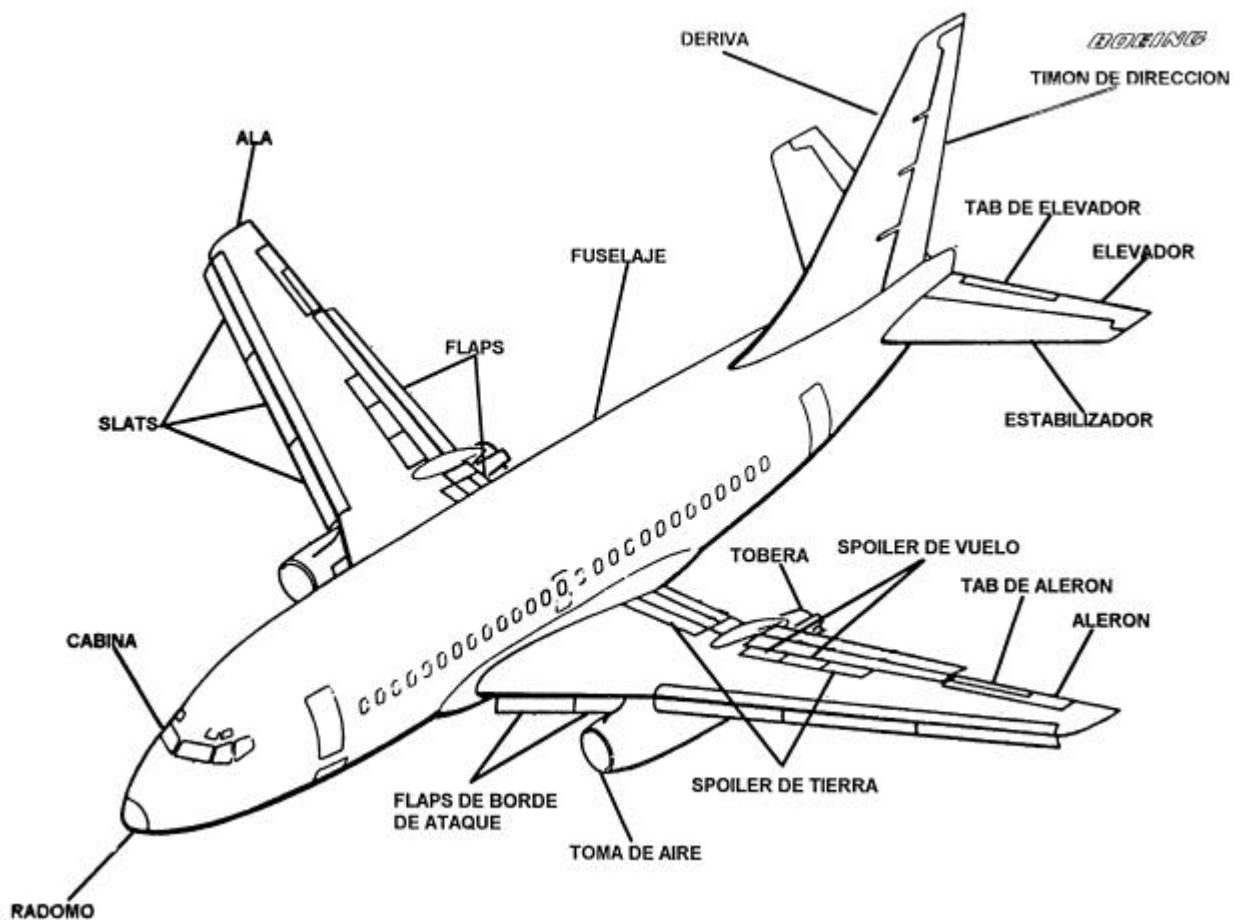
FUSELAJE : Es la estructura diseñada para transportar los tripulantes y la carga útil a una cierta distancia y velocidad especificada. Su forma debe permitir una rápida carga y descarga de pasajeros, combustible o carga útil. La estructura debe ofrecer además protección contra factores climáticos (frío, baja presión) y contra ruidos externos. El fuselaje puede ser considerado, por un lado, como la estructura central a la cual son unidas las otras partes del avión (alas, unidad de cola, tren de aterrizaje y en algunos casos los motores), y por otro lado como el órgano de unión entre la carga paga y el resto del avión. La mayoría de los sistemas del avión son generalmente colocados en el fuselaje (generador auxiliar, equipo de aire acondicionado, aviónica, etc.).

COLA : La función de las superficies fijas y móviles que la conforman es la de asegurar la estabilidad y control, es decir lograr el equilibrio de momentos durante el vuelo estacionario mediante la generación de una fuerza a una cierta distancia del centro de gravedad. El diseño debe asegurar que este equilibrio sea estable, lo cual implica que luego de una perturbación el equilibrio sea restablecido y que este movimiento sea adecuadamente amortiguado mediante la rápida eliminación de las oscilaciones. Además estas superficies deben generar fuerzas que permitan maniobrar el avión durante el despegue/aterrizaje, las maniobras de combate, el control de la trayectoria de vuelo, etc.

TREN DE ATERRIZAJE : Este debe tener la capacidad de absorber y disipar un cierto monto de energía, tanto vertical como horizontal, y que durante las maniobras de taxi, despegue y aterrizaje ninguna parte del avión toque el suelo. Debe estar diseñado de tal manera que no aparezcan inestabilidades, particularmente durante el máximo esfuerzo de frenado, aterrizaje con viento cruzado y carreteo a alta velocidad. Además, las características del tren de aterrizaje se deben adaptar al tipo de pista de aterrizaje desde la cual se piensa operar la aeronave.

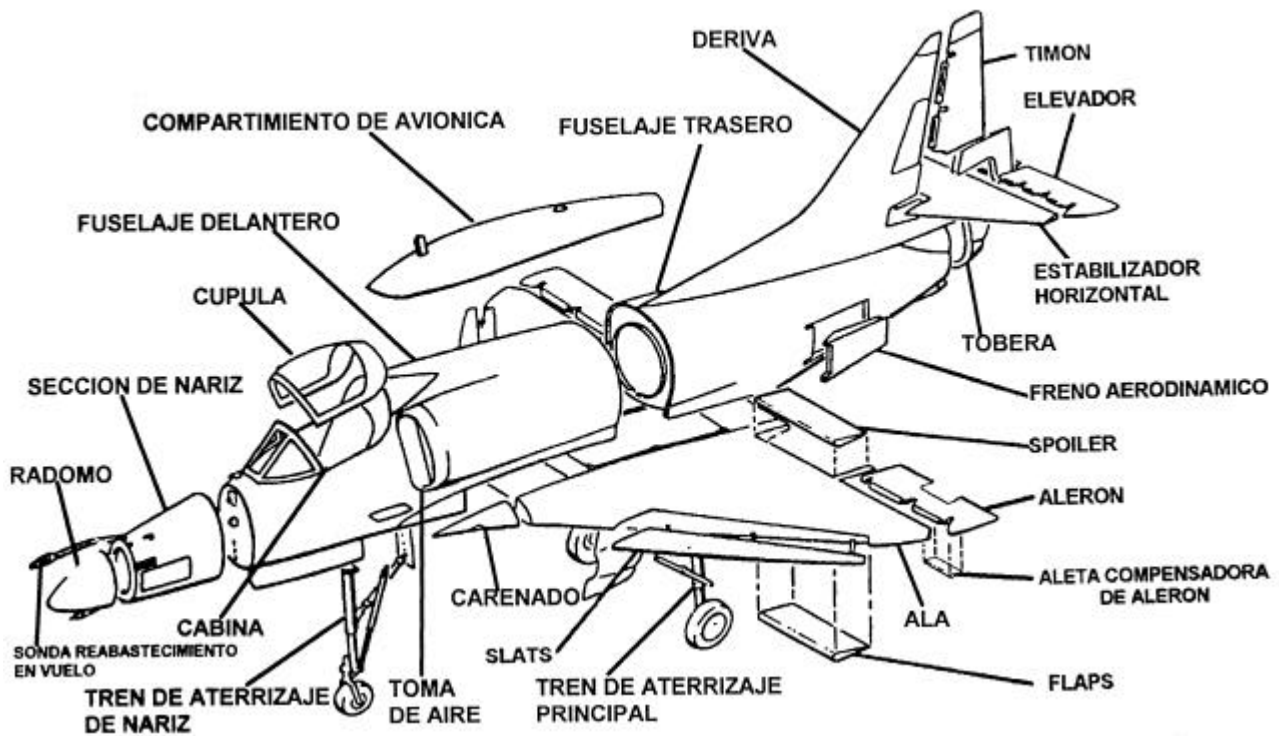
CONJUNTO MOTOR : El tipo de motor adecuado para una aeronave particular es determinado principalmente por las siguientes consideraciones: envolvente de vuelo, consumo de combustible, peso del motor, dimensiones, costo inicial, mantenimiento, ruido y vibración, y exigencias del mercado. Para aeronaves de alta velocidad sólo la propulsión mediante turboreactores puede ser considerada. Para aeronaves de baja velocidad con una potencia mayor de 500 HP por motor, la propulsión mediante turbohélices será la mejor elección. Cuando la potencia necesaria es menor de 500 HP la mejor elección parece ser los motores a pistón principalmente debido a su bajo costo por unidad. En las aeronaves de combate el motor adquiere una importancia superlativa. Tal es así que en estos casos se puede considerar que la aeronave se diseña alrededor del motor.

En las Figuras III-1 y III-2 se presentan dos aeronaves una de transporte de pasajeros y otra de combate en la cual se identifican las distintas partes que las componen.



BOEING 737-200 : Avión comercial de transporte mediano, bimotor de configuración convencional.

Figura III.1



McDonnell Douglas A-4AR : Avión de ataque liviano, monomotor de conf. convencional con ala delta.

Figura III.2

III.2 EL ALA

Es indudable que cada una de las partes del avión tiene su función e importancia respecto a las propiedades de funcionamiento de una aeronave, pero sin duda que el elemento sobresaliente en lo referente al comportamiento aerodinámico es el ala. Por este motivo es que seguidamente haremos un estudio un poco más detallado de la misma.

Las características aerodinámicas del ala depende básicamente del perfil usado y de las características geométricas de la misma. Debido a esto, empezaremos por definir la terminología asociada al ala.

III.2.1 Terminología – Características geométricas del ala

- Envergadura* (b) : Es la distancia de punta a punta de ala.
- Superficie alar* (S) : Es la superficie total del ala, incluyendo la parte de ala que pudiera estar cubierta por el fuselaje o carenado de los motores, o lo que es lo mismo, como si no existieran estos elementos.
- Cuerda media geométrica* (c) : Normalmente, la cuerda de los perfiles que constituyen el ala suelen ser de longitud variable a lo largo de la envergadura. Por lo general van disminuyendo su longitud desde la raíz a la puntera. Se define la cuerda media geométrica como la cuerda promedio del ala, es decir:

$$c = \frac{S}{b}$$

- Ahusamiento* (λ) : Es la relación entre la cuerda puntera y la cuerda raíz.

$$\lambda = \frac{c_p}{c_r} \quad \text{en donde}$$

c_p = cuerda del perfil en la punta del ala (cuerda puntera)

c_r = cuerda del perfil al medio del ala (cuerda raíz)

- Alargamiento* (A) : Es la relación entre la envergadura y la cuerda media geométrica (cuántas veces entra la cuerda en la envergadura).

$$A = \frac{b}{c} \quad \text{lo cual es igual a} \quad A = \frac{b^2}{S}$$

- f) *Línea del 25% de la cuerda* : En el capítulo anterior, hemos visto que el centro aerodinámico está situado alrededor del 25% de la cuerda; tanto en consideraciones de diseño, como de centrado, los puntos 25% tienen una gran importancia. Definiremos la línea del 25% como aquella que se obtendría si uniéramos todos los puntos a lo largo de la envergadura que están situados a un 25% de su cuerda, contados a partir del borde de ataque.
- g) *Flecha (Λ)* : Es el ángulo que forma la línea del 25% y una perpendicular al eje longitudinal del avión. La flecha puede ser regresiva (flecha positiva) o progresiva (flecha negativa).
- h) *Cuerda media aerodinámica (mac)* : Es la que tendría un ala rectangular ($\lambda=1$) y sin flecha ($\Lambda=0^\circ$) que produjera el mismo momento y sustentación que el ala original.
- i) *Diedro (Γ)* : Es el ángulo del ala respecto de una línea de referencia horizontal (Positivo hacia arriba).
- j) *Alabeo (ϵ)* : Puede ser geométrico o aerodinámico. El alabeo geométrico consiste en que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala sean diferentes, dando a la sección de punta un ángulo de ataque menor que en la raíz. Este alabeo o torsión, giro relativo de las cuerdas, se suele hacer gradualmente desde la raíz a la puntera.

El alabeo aerodinámico se logra con perfiles diferentes a lo largo de la envergadura, de forma que el ángulo de sustentación nulo varíe para los diferentes perfiles que componen el ala, logrando el mismo efecto que se consigue con el alabeo geométrico.

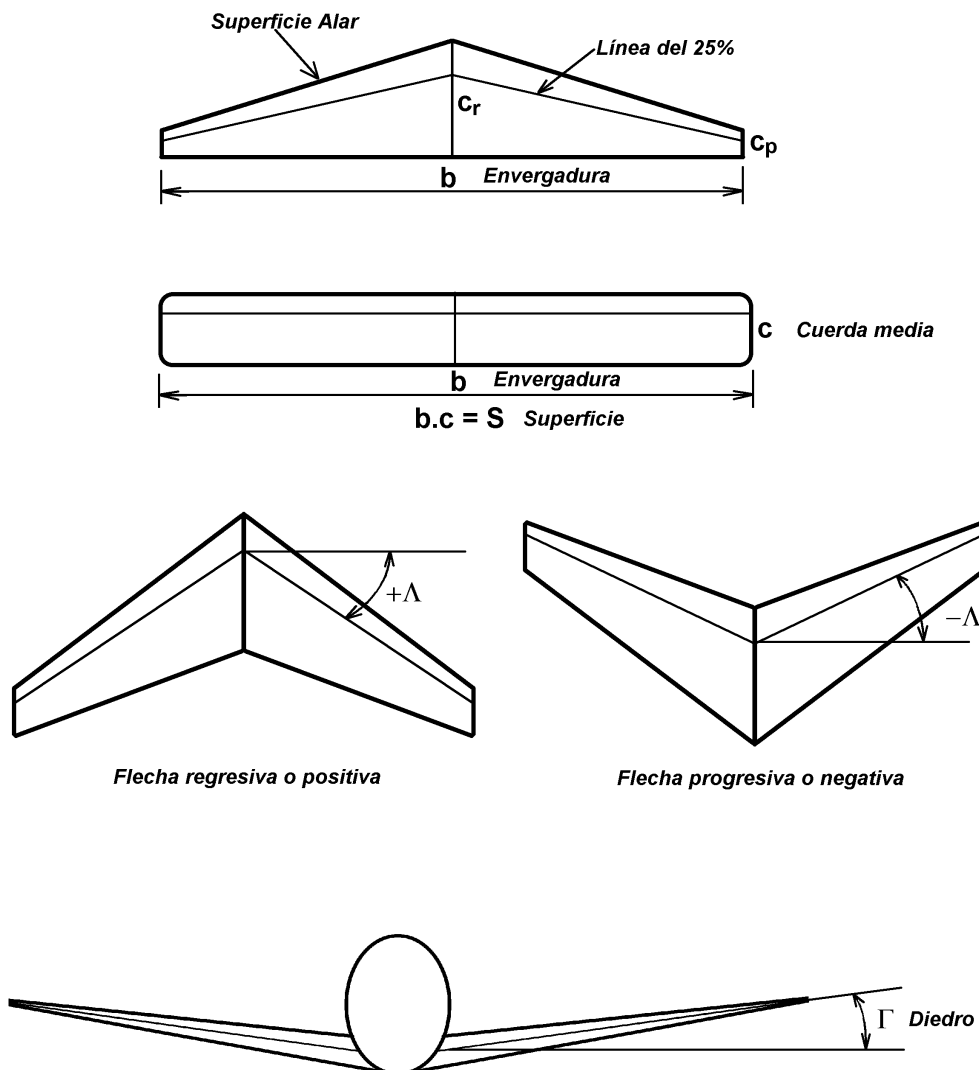


Figura III.3

A modo de ejemplo, en la siguiente tabla se presentan los valores que toman las variables que definen el ala para 4 aviones típicos:

TABLA III-1: Geometría del ala para cuatro aviones típicos

Aeronave	Beechcraft B-45 "Mentor"	FMA IA-63 "Pampa"	McDonnell Douglas A-4AR "Fightinghawk"	Boeing 747 "Jumbo Jet"
b [m]	10.00	9.69	8.38	59.64
S [m ²]	16.50	15.63	24.16	511.00
c_r [m]	2.13	2.03	4.72	16.56
c_p [m]	1.07	1.20	1.07	4.06
c [m]	1.65	1.61	2.88	8.57
mac [m]	1.64	1.65	3.29	8.32
l [-]	0.50	0.59	0.22	0.25
A [-]	6.06	6.00	2.91	6.96
L [°]	0.00	2.95	33.20	37.50
G [°]	6.00	-3.00	2.68	7.00
e [°]	-3.00	-3.00	0.00	-3.50
Perfil Raíz	NACA 23016.5	Do A7 mod.	NACA 0008-1.1-25	BAC 463
Perfil Puntera	NACA 23012	Do A8 mod.	NACA 0005-.825-50	BAC 469

III.2.2 Origen de la sustentación en el ala

Hemos visto en el Capítulo II, que sobre una sección de ala se origina una distribución de presiones, de forma que el extradós estaba sometido a una succión considerable respecto a la que pudiera tener el intradós, y capaz por lo tanto de producir una fuerza hacia arriba.

Análogamente, considerando ahora el ala completa, y no una sección, si produce sustentación, es porque se crea una presión en el extradós diferente de la del intradós, y mucho menor que ésta. En la puntera del ala, al no existir superficie que la soporte, la diferencia de presión entre el extradós e intradós produce una corriente de aire desde la zona de mayor presión hacia la de menor presión, es decir desde el intradós al extradós (Figura III.4).



Figura III.4

Esta corriente de aire ascendente sumado a la corriente de aire producido por el movimiento hacia delante de la aeronave da lugar a la creación de torbellinos o vórtices de puntera de ala, observables a simple vista en ciertas ocasiones de mucha humedad atmosférica (Figura III.5).

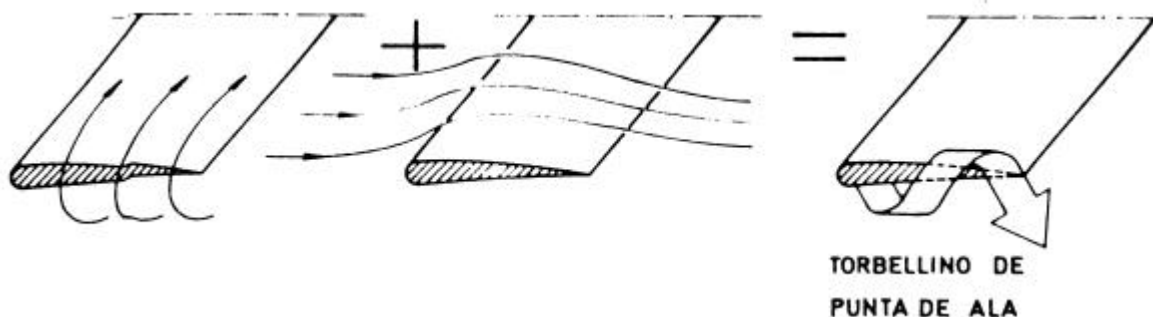


Figura III.5

Estos torbellinos producen una gran perturbación sobre la distribución de presiones en el ala. Debido a este pasaje de aire desde la zona de mayor presión hacia la zona de menor presión, las mismas se igualan en la zona de puntera produciendo $C_L = 0$. Es decir, los C_L locales generados por las secciones de perfiles a lo

largo de la envergadura es variable, siendo generalmente mayor en la zona de raíz que en la zona de puntera (Fig. III.6).

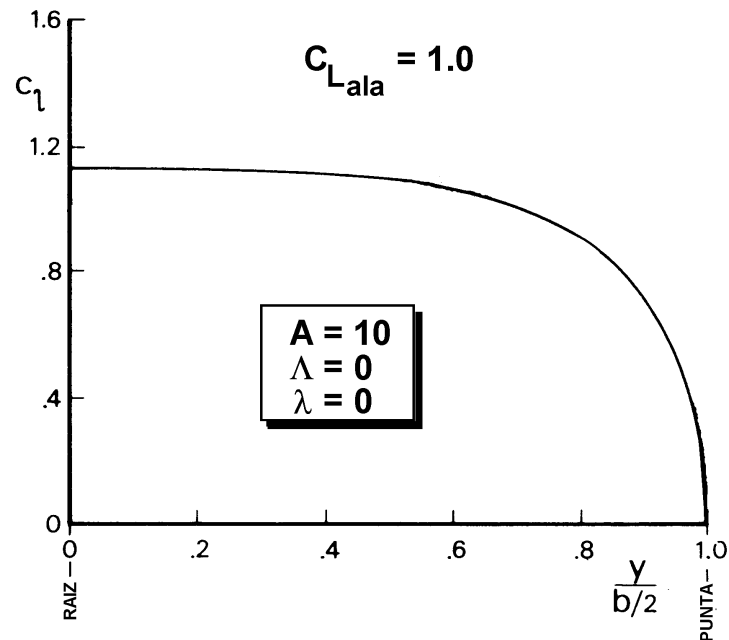


Figura III.6

El C_L total o C_L del ala se obtiene integrando esta distribución de C_L locales.

La intensidad de los torbellinos, será tanto mayor cuanto lo sea la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós; o lo que es igual, cuando mayor sea el coeficiente de sustentación C_L del ala (y por lo tanto, cuanto mayor sea el ángulo de ataque del ala). Estos torbellinos generados al producir sustentación el ala absorben energía del sistema, dando lugar a una resistencia que se denomina inducida.

La aparición de estos vórtices produce una perturbación en todo el campo de movimiento de las partículas de aire que atraviesan el ala, haciendo que el ángulo que forma la cuerda con la corriente relativa de aire no coincida con el que forma con la corriente libre (dirección de vuelo), sino que sea menor. La variación que sufre el ángulo de ataque se denomina *ángulo de ataque inducido*: α_i .

Debido a esto, cada sección del ala estará sometida a un ángulo de ataque α_0 menor que el ángulo de ataque geométrico α (dirección de vuelo con la cuerda). Siendo $\alpha_0 = \alpha - \alpha_i$. Figura III.7.



Figura III.7

Evidentemente, la perturbación producido por los vórtices de puntera disminuye a medida que nos alejamos de ella, por lo tanto el ángulo de ataque inducido α_i disminuye en igual medida. Debido a esto, cada sección de ala tendrá un ángulo de ataque diferente, aumentando al aproximarnos a la raíz del ala. El mismo comportamiento tendrá el valor de C_L , ya que el mismo depende linealmente del ángulo de ataque.

Si tomamos una sección de ala, la fuerza de presión resultante local tendrá la dirección perpendicular a la dirección de la corriente de aire "que ve el perfil" en esa sección. Si obtenemos la resultante de todas las secciones del ala se puede observar que dicha resultante F se encuentra inclinada respecto de la normal a la dirección de la corriente libre. Como hemos denominado sustentación a la fuerza perpendicular a la corriente libre de aire (dirección de vuelo), descomponiendo la fuerza sobre el perfil, como se indica en la Figura III.8, observamos que la sustentación tiene un valor menor que la resultante sobre el perfil, y está girada respecto

a esta un ángulo α_i , y que la otra componente en la dirección de vuelo será una fuerza de resistencia al avance que se denomina *resistencia inducida* (D_i).

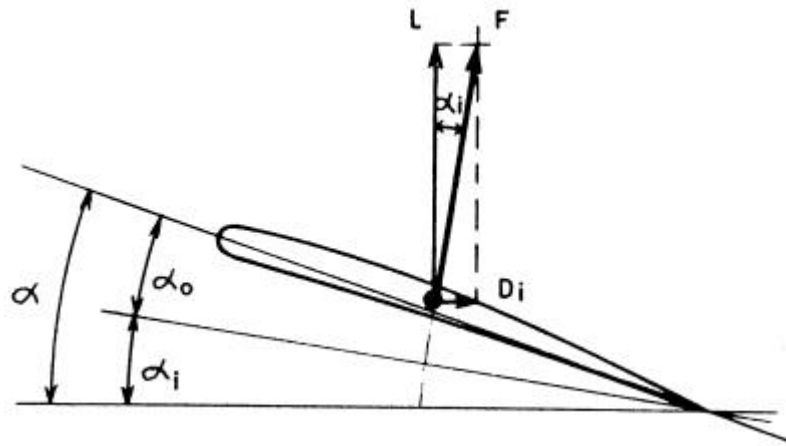


Figura III.8

Se demuestra teóricamente que el valor del ángulo de ataque inducido para alas con forma elíptica es:

$\mathbf{a}_i = \frac{C_L}{\mathbf{p} \cdot A}$. En general se define que $\mathbf{a}_i = \frac{C_L}{\mathbf{p} \cdot A \cdot e}$, siendo e (factor de Oswald) un factor de eficiencia que vale 1 para las alas elípticas y menor que 1 para las otras formas de ala.

III.2.3 Resistencia inducida

De la Figura III.8 se deduce que $C_{D_i} = C_L \cdot \sin \mathbf{a}_i$, si \mathbf{a}_i es pequeño $C_{D_i} = C_L \cdot \mathbf{a}_i = C_L \cdot \frac{C_L}{\mathbf{p} \cdot A \cdot e}$; por lo tanto:

$$\boxed{C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\mathbf{p} \cdot A \cdot e}} \quad (\text{III.1})$$

y comprobamos que la resistencia inducida depende del coeficiente de sustentación, como habíamos indicado en el Capítulo II.7.1.

Obsérvese que el coeficiente de resistencia inducida varía con una ley cuadrática con respecto al coeficiente de sustentación, por lo tanto que si el C_L aumenta el doble el C_{D_i} aumenta cuatro veces.

Esto significa que en todo los casos donde se deba aumentar el C_L , por ejemplo en el despegue, maniobras o vuelo con gran peso, la resistencia inducida aumentará considerablemente.

De la ecuación III.1 se deduce también que cuando mayor sea el alargamiento A , menor será el valor de la resistencia inducida. Esto es debido a que los vórtices de puntera disminuyen su influencia a medida que los alejamos del centro del ala aumentando el alargamiento, según vimos en III.2.2.

III.3 CURVA POLAR

En el Capítulo II.7, hemos estudiado cada una de las resistencias que componen la resistencia total del avión, excepto la resistencia inducida que acabamos de ver.

El coeficiente de resistencia total, viene dado por:

$$C_D = C_{DP} + \frac{C_L^2}{\mathbf{p} \cdot A \cdot e} \quad (\text{III.2})$$

Recordando la forma en que el C_L dependía del ángulo de ataque (Fig. II.6), y la de C_D (Fig. II.15), se puede dibujar la curva de C_D en función de C_L que se denomina polar y la representamos en la Figura III.9, así como cada uno de los componentes C_{DP} y C_{Di} del coeficiente de resistencia total C_D .

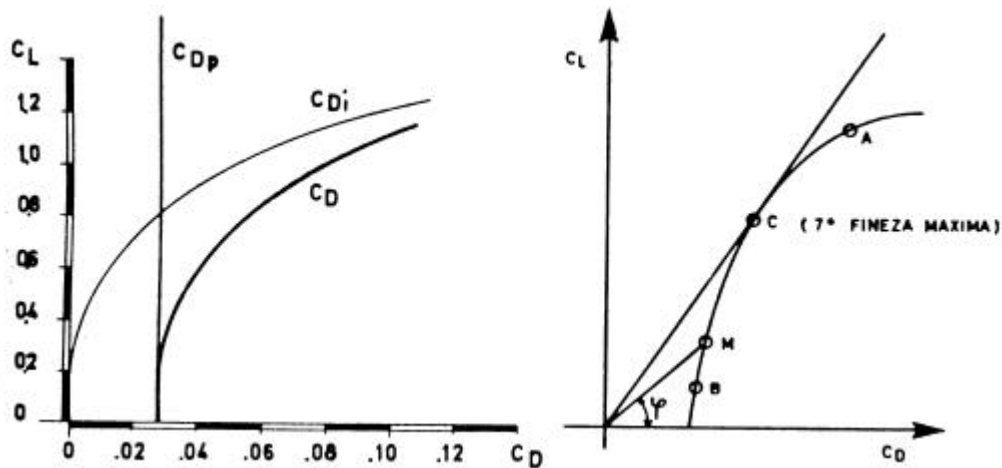


Figura III.9

Como vimos en II.7, la suposición de C_{DP} constante es válida solamente para ángulos pequeños. En la práctica se tiene en cuenta la variación de C_{DP} con el ángulo de ataque (y por lo tanto C_L) variando el valor de e en la contribución de la resistencia inducida.

Al C_{DP} se lo suele llamar C_{D0} debido a que es el valor que tiene el C_D cuando el C_L vale 0.

En la siguiente tabla se muestra los valores típicos que asumen el C_{D0} y e en las polares de baja velocidad de varias clases de aviones volando en configuración crucero.

TABLA III-2: Valores de C_{D0} y e para varios tipos de aviones

Referencia	C_{D0}	e
Aeronave a reacción en alto subsónico.	0.014 – 0.020	0.75 – 0.85
Aeronave turbohélice grande.	0.018 – 0.024	0.80 – 0.85
Aeronave a pistón bimotor.	0.022 – 0.028	0.75 – 0.80
Aeronave pequeña monomotor:		
• Tren retráctil.	0.020 – 0.030	0.75 – 0.80
• Tren fijo.	0.025 – 0.040	0.65 – 0.75
Aeronave fumigador:		
• Sistema rociador removido.	0.060	0.65 – 0.75
• Sistema rociador instalado.	0.070 – 0.080	0.65 – 0.75

Un valor muy importante en las actuaciones del avión es el cociente $\frac{C_L}{C_D}$, (igual a $\frac{L}{D}$) llamado fineza, y que representaremos por f .

En la polar dibujada en la Fig. III.9, podemos observar que si unimos un punto de la curva, M , con el origen, la tangente de ángulo mide precisamente el valor de la fineza ya que

$$\operatorname{tg} j = \frac{C_L}{C_D} = f \quad (\text{III.3})$$

Cuando se vuela con mucho ángulo de ataque por ej. 20° , sabemos que C_L tiene un valor elevado, punto A de la polar; con ángulo de ataque pequeño, 3° , C_L sería pequeño por ej. punto B. Luego a cada punto de la polar le corresponde un ángulo de ataque.

Un punto muy interesante para las ecuaciones del avión es aquel en que el valor de f es máximo, para ello deberá ser máxima la tangente desde el origen a la curva, punto C. Como puede observarse el ángulo de ataque al cual se consigue fineza máxima es fijo, en este caso 7° .

En la Figura III.10, se representan los valores de C_L , C_D y f en función del ángulo de ataque.

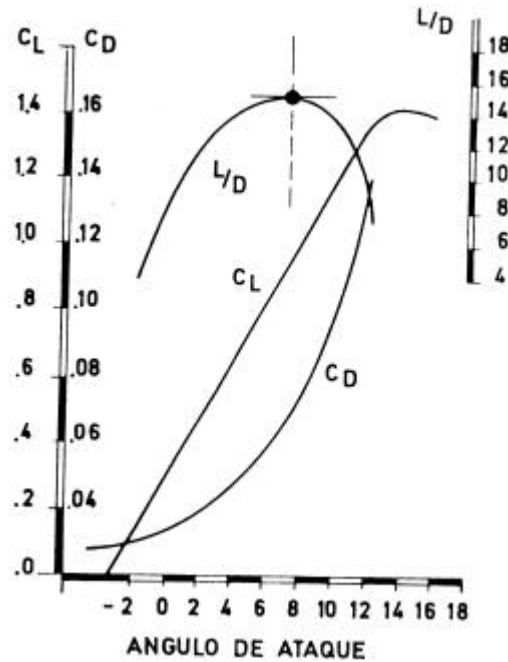


Figura III.10

El valor de la fineza máxima es importante para algunos problemas de actuaciones como son el máximo alcance en los aviones a hélice, el ángulo de mínimo descenso sin potencia (planeo), etc. En la Tabla III-3 se presentan algunos valores típicos de fineza máxima para varios tipos de aviones.

TABLA III-3: Valores típicos de $f_{m\acute{a}x}$ para varios tipos de aviones

Aeronave	$f_{m\acute{a}x}$
Planeador de alta performance	25 – 50
Transporte o de patrulla típico	12 – 20
Bombardero de alta performance	20 – 25
Entrenador a hélice	10 – 15
Entrenador a reacción	9 – 16
Caza o de ataque transónico	10 – 13
Caza o de ataque supersónico	4 – 9

III.4 VELOCIDAD DE PERDIDA

En el párrafo II.2.3.1 hemos visto el mecanismo de la entrada en pérdida. El coeficiente de sustentación aumenta progresivamente con el ángulo de ataque hasta que llegado un momento, un incremento en el ángulo de ataque resulta en una disminución en el C_L . Esto es debido a la separación de la capa límite en el extradós del ala lo que provoca la desaparición de la succión existente sobre esta superficie. En esta descripción del mecanismo de entrada en pérdida nótese que en ningún momento se hace referencia a la **velocidad**. *El único factor que hace que la pérdida de sustentación aparezca es un ángulo de ataque excesivo.*

Sin embargo es común escuchar hablar a los pilotos de la "velocidad de pérdida" de una aeronave. Esto es así porque, al considerar el avión completo volando en determinadas condiciones, existe una velocidad en la cual la aeronave alcanza el ángulo de ataque de pérdida. Pero a pesar de que al variar estas condiciones de vuelo varía la velocidad de pérdida, el ángulo de ataque de pérdida permanece constante para una determinada forma del perfil.

Para desarrollar una ecuación para la pérdida, se deben hacer ciertas suposiciones. Primero, consideraremos a la aeronave volando recto y nivelado con el vector sustentación oponiéndose al vector peso. Los efectos del ascenso en la velocidad de pérdida serán discutidos en el Capítulo V. Segundo, la aeronave es considerada en equilibrio lo cual permite el uso de la primera ley de movimiento de Newton; es decir la suma de las fuerzas en el centro de gravedad (CG) del avión es igual a cero. A la vez, sólo las fuerzas verticales son de importancia; las fuerzas hacia arriba deben ser igual a las fuerzas hacia abajo. Con el avión

en vuelo nivelado, la fuerza de sustentación es igual al peso (Figura III.11); usando la ecuación de sustentación desarrollada II.2.3.1 esto puede ser escrito como:



Figura III.11

$$W = L = q S C_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (\text{III.4})$$

Recordando la definición de velocidad equivalente obtenida de la ecuación I.13, la anterior puede ser escrita, en función de esta velocidad como:

$$W = L = q S C_L = \frac{1}{2} \rho_0 V_{EAS}^2 S C_L \quad (\text{III.5})$$

Estas ecuaciones permiten observar que a velocidades bajas se requiere grandes ángulos de ataque para producir grandes valores de C_L de manera tal que la sustentación sea igual al peso. Se puede ver que la velocidad mínima de vuelo depende solamente del máximo valor de C_L que se pueda obtener. Este valor ($C_{L_{\text{máx}}}$) es obtenido al ángulo de ataque de pérdida. Por lo tanto, si una aeronave está operando al ángulo de ataque para $C_{L_{\text{máx}}}$, está también operando a su velocidad mínima o de pérdida. Esta es la velocidad mínima a la cual la aeronave puede mantener el vuelo a nivel (mantener $W=L$) y es referida como la "velocidad de pérdida" de los aviones.

Si se desea conocer la velocidad verdadera de pérdida se debe despejarla de la ecuación III.4 reemplazando C_L por $C_{L_{\text{máx}}}$:

$$V = \sqrt{\frac{2L}{\rho S C_{L_{\text{máx}}}}} \quad ; \text{ó} \quad V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\text{máx}}}}} \quad (\text{III.6})$$

Observando la ecuación anterior, se aprecia que la velocidad verdadera de pérdida depende de la densidad del aire ρ . Esto significa, que conforme aumenta la altitud, la densidad disminuirá y la TAS de pérdida aumentará.

Por otro lado si utilizamos el concepto de velocidad equivalente para definir la velocidad de pérdida (ec. III.5), nos encontramos con:

$$V_{EAS} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_{L_{\text{máx}}}}} \quad (\text{III.7})$$

en donde ρ_0 es un valor constante (densidad del aire a nivel del mar y atmósfera estándar), y de donde se deduce que *la velocidad equivalente de pérdida es un valor fijo e independiente de la altitud, para cada peso del avión.*

Aquí se ve claramente la conveniencia de utilizar IAS como indicador de velocidad en lugar de TAS. Recordando que en la zona incompresible, EAS es aproximadamente igual a CAS y ésta, si los errores de instrumento son chicos, es prácticamente igual a IAS; por lo tanto $EAS \approx IAS$ en la gama de velocidades de pérdida de baja velocidad. Debido a ello podemos estimar la velocidad de pérdida IAS con la ec. III.7. Recordemos que IAS es una medida de la presión dinámica y no de la velocidad verdadera. En la ec. III.8 queda en evidencia que *la presión dinámica de pérdida depende directamente del peso del avión.*

$$q_{\text{pérdida}} = \frac{W}{S C_{L_{\text{máx}}}} \quad (\text{III.8})$$

Efecto del peso

Se puede ver que el cambio del peso varía la velocidad de pérdida de una aeronave. Cuando un avión vuela, su peso disminuye debido al consumo de combustible. Al disminuir el peso disminuye la velocidad de pérdida, siendo esta velocidad directamente proporcional a la raíz cuadrada del peso. Un avión con un peso de 10000 daN en el momento del despegue y una EAS de pérdida de 60 m/s, al finalizar el vuelo con un peso de 6000 daN tendrá una EAS de pérdida de 46 m/s. Esto es debido a la disminución de combustible a bordo, pero el combustible consumido no es la única forma en la que puede disminuir el peso de una aeronave en vuelo. Las cargas lanzables como ser bombas u otro tipo de armamento, tanques de combustible, abastecimientos, etc. pueden hacer disminuir el peso de una aeronave en forma considerable. El peso de una aeronave en vuelo también puede aumentar con es el caso de los reabastecimientos en vuelo. El factor peso es muchas veces referido como carga alar, lo cual es expresado como W/S . La carga alar representa el monto promedio de sustentación que es requerido por cada metro cuadrado de superficie alar. Cuando el peso se incrementa, la carga alar se incrementa, y la sustentación requerida por metro cuadrado de ala es incrementada. Observe que la carga alar aparece en las ecuaciones de pérdida que hemos visto y que la velocidad de pérdida es directamente proporcional a la raíz cuadrada de W/S .

Efecto de la altitud

Debido a que a un peso dado la presión dinámica de pérdida es única, a medida que se aumenta la altura de vuelo, la densidad del aire disminuye y por lo tanto la velocidad verdadera de pérdida aumenta. Cuando la velocidad de pérdida de referencia es la IAS ésta no cambia porque como se ha visto la misma es una indicación de la presión dinámica de vuelo. Un incremento de la altitud produce un aumento de la TAS de pérdida pero la IAS de pérdida prácticamente no cambia.

Efecto de la configuración

La modificación de la configuración de un avión, es decir la forma externa de éste, modifica el valor del $C_{Lm\acute{a}x}$. Cuando los flaps son bajados, el $C_{Lm\acute{a}x}$ aumenta (como veremos en el Cap. IV) por lo tanto la velocidad de pérdida disminuye. Por lo contrario, al agregar cargas externas o bajar el tren de aterrizaje el $C_{Lm\acute{a}x}$ disminuye por lo tanto esto produce un aumento de la velocidad de pérdida.

Hasta este punto hemos analizado una aeronave en equilibrio, esto es, sin aceleración. Un simple cambio en la ecuación de la velocidad de pérdida la hace aplicable a una aeronave que experimenta aceleración.

Efecto de la aceleración

En una aeronave no siempre se requiere que la sustentación sea igual al peso; algunas veces se requiere más y otras menos. Si la aeronave está restableciendo luego de una picada, se requiere una fuerza adicional generada sobre el avión para producir aceleración. Supongamos que la aeronave justo está pasando por la posición de vuelo nivelado durante un restablecimiento de una picada (Fig. III-12).

En este caso el peso está actuando directamente opuesto al vector sustentación. La sustentación ahora requerida para producir la aceleración debe ser mayor que el peso del avión. En la ecuación de la pérdida de sustentación que hemos visto, el peso era igual a la sustentación, pero si se produce aceleración la sustentación debe ser mayor al peso. Este factor debe ser considerado y esto es tenido en cuenta mediante la introducción del factor de carga (n_z) en la ecuación de la pérdida.

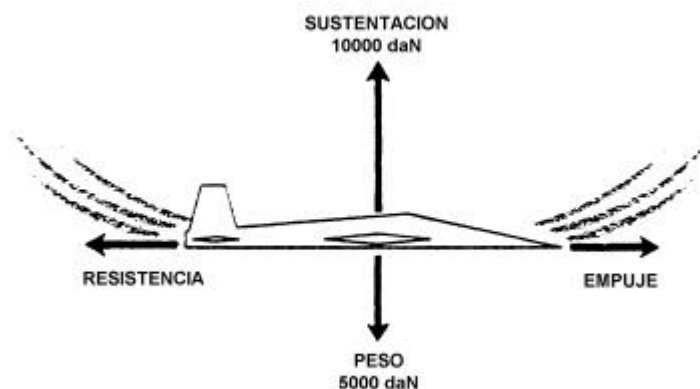


Figura III.12

El factor de carga es la sustentación que la aeronave requiere desarrollar dividido por el peso de la aeronave:

$$n_z = \frac{L}{W} \quad (\text{III.9})$$

Por ejemplo, supongamos una aeronave de 5000 daN de peso restableciendo de una picada. La sustentación que la aeronave requiere desarrollar para acelerar la aeronave es de 10000 daN. El factor de carga será $n_z = 10000/5000 = 2$. La aeronave está en una condición de 2 G. Aunque la aeronave realmente pesa sólo 5000 daN, su peso aparente debido a la aceleración es de 10000 daN. Se puede ver que una aeronave bajo una condición de carga de 2 G se requiere desarrollar el **doblo** de sustentación con respecto al vuelo recto y nivelado o condición de 1 G. La sustentación debe ser igual al peso multiplicado por el factor de carga. En la ecuación de pérdida, el peso es sustituido por la sustentación, pero ahora la sustentación no es exactamente igual al peso, sino el peso multiplicado por el factor de carga:

$$L = n_z W \quad (\text{III.10})$$

La ec. III.7 se transforma ahora como:

$$V_{EAS} = \sqrt{\frac{2 n_z W}{\rho_0 S C_{L_{\max}}}} \quad (\text{III.11})$$

Debido a que la velocidad de pérdida es directamente proporcional a la raíz cuadrada del factor de carga, el aumento del factor de carga aumenta la velocidad de pérdida del avión. Si una aeronave entra en pérdida en vuelo recto y nivelado a 100 Kts, la misma aeronave en una condición de 2 G estará en pérdida a los 141 Kts. Para una aeronave volando a $C_{L_{\max}}$, si se requiere aumentar la sustentación, la única forma de lograrlo es incrementando la velocidad. El C_L no puede aumentarse, ya que este es el valor máximo y cualquier aumento en el ángulo de ataque sólo producirá una disminución en el C_L .

Efecto del empuje

Otro factor que debe ser considerado en el desarrollo de la ecuación de pérdida es el empuje que está siendo producido por el motor. Por simplicidad, se asume que el vector empuje está actuando en la misma dirección que la línea de la cuerda del ala. Por lo tanto, el ángulo entre el vector empuje y el viento relativo es igual al ángulo de ataque (Figura III.13).

Se puede ver que existe una componente vertical del empuje, o lo que es lo mismo, una componente del empuje en la dirección del vector sustentación y actuando en el mismo sentido. El valor de este empuje vertical puede ser expresado como $T \cdot \text{sen}(\alpha)$. Debido a que actúa en la misma dirección de la sustentación, la misma ayuda a la sustentación a soportar el peso de la aeronave. Sumando las fuerzas verticales e igualándolas a cero queda:

$$L + T \text{sen}(\alpha) - n_z W = 0 \quad (\text{III.12})$$

Despejando la sustentación:

$$L = n_z W - T \text{sen}(\alpha) \quad (\text{III.12})$$

Esta expresión de la sustentación es ahora sustituido en la ecuación de pérdida de sustentación original (ec. III.7):

$$V_{EAS} = \sqrt{\frac{2(n_z W - T \text{sen}(\alpha))}{\rho_0 S C_{L_{\max}}}} \quad (\text{III.11})$$

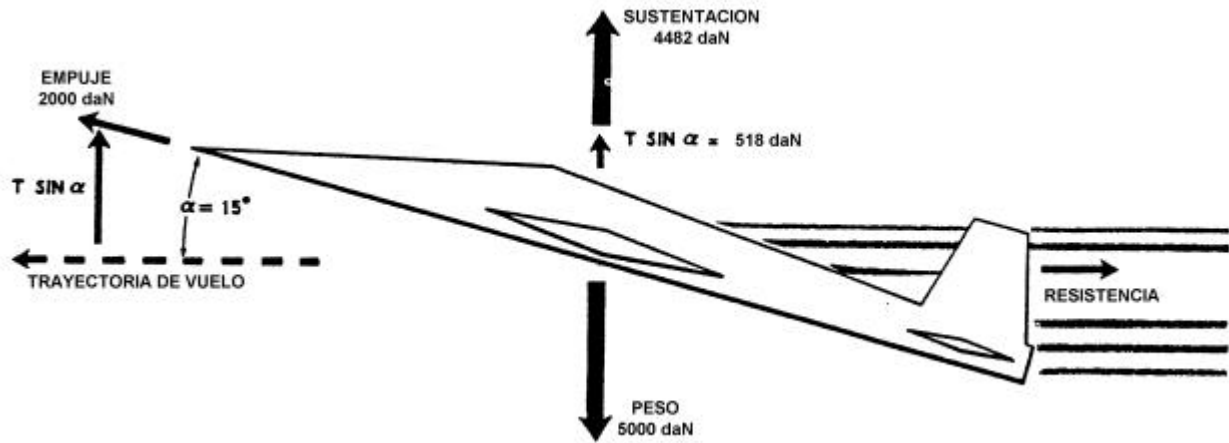


Figura III.13

Esta es la forma de la ecuación de sustentación cuando es considerado el efecto del empuje. Cuando más grande es el empuje producido y/o el ángulo de ataque de entrada en pérdida, mayor es el valor de $T \cdot \sin(\alpha)$ y menor será la velocidad de pérdida. Esto es fácil de visualizar, ya que cuando más grande es la componente vertical del empuje, menor es la sustentación que tiene que producir el ala lo que permite volar más despacio.

En la mayoría de las aeronaves convencionales el término $T \cdot \sin(\alpha)$ es pequeño con respecto a $n_z \cdot W$ y por lo tanto se lo desprecia. Sin embargo en las aeronaves con ala delta o empuje direccionable, la componente vertical del empuje cerca del ángulo de pérdida puede ser grande y la contribución del mismo no debe despreciarse.

III.4.1 Efecto sobre la pérdida de la forma geométrica del ala

La forma del ala determina a su vez la forma de la distribución de sustentación sobre la misma. Esto afecta a la pérdida de sustentación ya que el desprendimiento de la corriente que provoca la pérdida del avión no tiene lugar bruscamente, sino de forma paulatina, y ocurre primero en unas secciones del ala que en otras.

Es muy importante que las secciones que entran en pérdida primero, y por lo tanto dejan de crear sustentación, sean las secciones del centro del ala, y no las de los extremos, con el fin de no quedarse sin mando de rolido en el momento en que empieza.

La situación del punto de la envergadura donde tiene lugar primero la pérdida, depende en gran manera del ahusamiento del ala.

Desde este punto de vista, las alas rectangulares (sin ahusamiento, $\lambda = 1$), o con ahusamiento moderado, hasta $\lambda = 0.5$; son deseables; para ahusamientos superiores, la pérdida empezaría por los extremos, y de forma mucho más acusada en el caso límite de un ala triangular o delta (cuerda en la punta nula). Ver Figura III.13.

Para evitar la pérdida inicial en las puntas, se puede utilizar también el alabeo; bien geométrica, de forma que los perfiles de las puntas tengan un ángulo de ataque menor que los del centro, o bien aerodinámica.

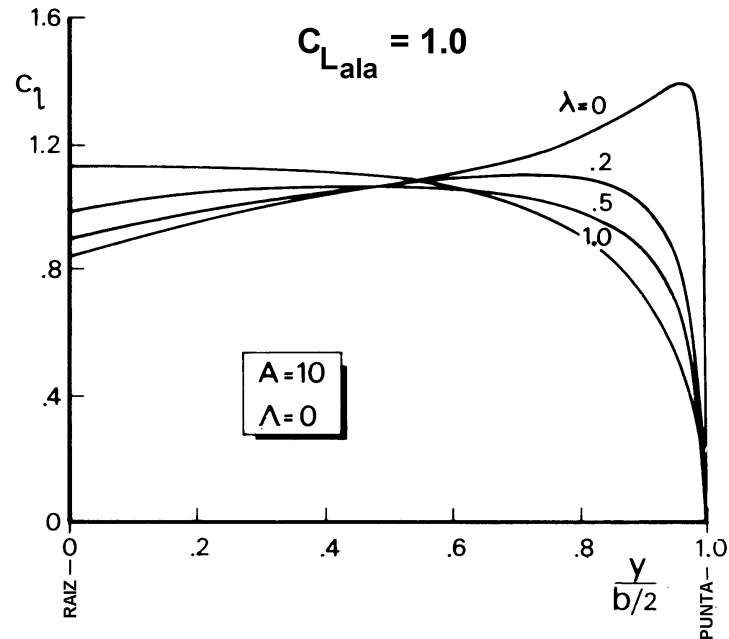


Figura III.13

La influencia de la flecha sobre la pérdida inicial en las puntas se discutirá en el Capítulo 8.

III.5 INFLUENCIA DEL NUMERO DE REYNOLDS EN LOS COEFICIENTES

Normalmente, el número de Reynolds, que según hemos visto en el Capítulo II.6, era $RN = \frac{\text{Velocidad} \cdot \text{densidad} \cdot \text{longitud}}{\text{Coeficiente de viscosidad}}$, se suele expresar para un avión tomando como longitud característica la cuerda:

$$RN = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu}$$

El tipo de capa límite, laminar, turbulenta, y el desprendimiento de la corriente depende del valor del RN, es por tanto esperar que los coeficientes C_L y C_D cambien según el valor de RN, que en los aviones modernos varía ampliamente, ya que la velocidad V , es muy diferente en aterrizaje o despegue de la de vuelo en crucero, y la densidad puede variar desde la que corresponde a nivel del mar hasta la de 40000 pies. Se ve, pues la imposibilidad de que el RN permanezca constante durante todo el vuelo.

Los efectos que produce la variación del RN, se puede decir en general que son los siguientes:

- 1°. El valor del $C_{L_{máx}}$ aumentará con el RN.
- 2°. El valor del C_D disminuye conforme RN aumenta.
- 3°. El valor del C_M permanece prácticamente invariable.

Esta variación de las características aerodinámicas con el RN se suelen denominar efecto de *escala y son* de gran importancia desde el punto de vista de comparación de los datos obtenidos en los túneles aerodinámicos sobre modelos a escala con las características reales del avión.

Lo ideal sería que el modelo ensayado en el túnel de viento tenga el mismo número de Reynolds que la aeronave real. Esto es muchas veces imposible de lograr, ya sea por razones económicas (complejidad y tamaño del túnel) o prácticas (tamaño de los modelos). Por ese motivo se suelen hacer mediciones a RN menores que los reales y posteriormente se corrigen los resultados, basándose en la experiencia, para adaptarlos a las condiciones de vuelo.