

# **Cálculo de aviones**



# Esquema de contenidos

<b>1. Proyecto de avión.....</b>	<b>11</b>
1.1. Aeronaves .....	11
1.2. Causas para el inicio de un proyecto de avión.....	11
1.3. Fases.....	11
<b>2. Aspectos económicos.....</b>	<b>13</b>
2.1. Factores que influyen en la adquisición de un avión.....	13
2.2. Ingresos y costes asociados a la explotación comercial de un avión .....	13
2.3. Precio del avión.....	15
<b>3. Configuración general de un avión de transporte subsónico.....</b>	<b>17</b>
3.1. Fuselaje.....	17
3.2. Ala.....	17
3.3. Planta propulsora.....	18
3.4. Superficies de cola.....	19
3.5. Tren de aterrizaje.....	19
<b>4. Arquitectura de aviones .....</b>	<b>21</b>
4.1. Introducción.....	21
4.2. Arquitectura del fuselaje.....	21
4.3. Arquitectura del ala.....	21
4.4. Arquitectura de la cola .....	22
<b>5. Diseño del fuselaje .....</b>	<b>23</b>
5.1. Introducción.....	23
5.2. Distintos factores que afectan a la disposición de la cabina.....	23
5.3. Distribución general.....	24
5.4. Transporte de la carga .....	24
5.5. Accesos y evacuación. Servicios del avión en tierra.....	24
5.6. Dimensionado de cabina y fuselaje .....	25
<b>6. Polar del avión .....</b>	<b>27</b>
6.1. Introducción.....	27
6.2. Polar parabólica.....	27
6.3. Determinación de los coeficientes de la polar parabólica .....	28
6.4. Efectos de compresibilidad.....	30
6.5. Reducción de la resistencia aerodinámica .....	31
<b>7. Actuaciones en vuelo horizontal.....</b>	<b>33</b>
7.1. Introducción. Naturaleza de los métodos rápidos .....	33

7.2.	<i>Condiciones de crucero</i> .....	33
7.3.	<i>Optimización de la K de Breguet</i> .....	34
7.4.	<i>Empuje necesario para el crucero</i> .....	38
<b>8.</b>	<b>Actuaciones en pista y en subida</b> .....	<b>39</b>
8.1.	<i>Despegue</i> .....	39
8.2.	<i>Subida en segundo segmento con fallo de motor</i> .....	41
8.3.	<i>Aterrizaje</i> .....	42
<b>9.</b>	<b>Pesos del avión</b> .....	<b>43</b>
9.1.	<i>Introducción</i> .....	43
9.2.	<i>Estimación inicial de pesos</i> .....	43
<b>10.</b>	<b>Dimensionado inicial</b> .....	<b>47</b>
10.1.	<i>Selección del punto de diseño</i> .....	47
10.2.	<i>Dimensionado inicial del ala</i> .....	48
10.3.	<i>Dimensionado inicial de las superficies de cola</i> .....	48
10.4.	<i>Dimensionado inicial del tren de aterrizaje</i> .....	48
<b>11.</b>	<b>Diagrama de pesos-alcances</b> .....	<b>49</b>
11.1.	<i>Diagrama TOW-R</i> .....	49
11.2.	<i>Diagrama PL-R</i> .....	50
<b>12.</b>	<b>Diseño de alas para régimen subsónico</b> .....	<b>55</b>
12.1.	<i>Introducción</i> .....	55
12.2.	<i>Comportamiento frente a ráfagas</i> .....	56
12.3.	<i>Bataneo</i> .....	56
12.4.	<i>Entrada en pérdida de perfiles y alas</i> .....	57
12.5.	<i>Comportamiento de alas en subsónico alto</i> .....	59
<b>13.</b>	<b>Selección de parámetros geométricos del ala</b> .....	<b>61</b>
13.1.	<i>Introducción</i> .....	61
13.2.	<i>Forma en planta</i> .....	61
13.3.	<i>Alargamiento</i> .....	61
13.4.	<i>Flecha, espesor y perfil</i> .....	62
13.5.	<i>Estrechamiento</i> .....	62
13.6.	<i>Torsión</i> .....	63
13.7.	<i>Diedro</i> .....	63
<b>14.</b>	<b>Dispositivos hipersustentadores y superficies de mando en el ala</b> .....	<b>65</b>
14.1.	<i>Consideraciones generales</i> .....	65
14.2.	<i>Dispositivos hipersustentadores</i> .....	66
14.3.	<i>Efectividad del flap (simple)</i> .....	68

14.4.	<i>Incremento del coeficiente de sustentación máximo</i> .....	69
14.5.	<i>Efecto de los flaps sobre la resistencia aerodinámica</i> .....	69
14.6.	<i>Superficies de mando</i> .....	70
<b>15.</b>	<b>Distribución de pesos y centrado</b> .....	<b>71</b>
15.1.	<i>Introducción</i> .....	71
15.2.	<i>Flexibilidad y restricciones en la posición de la carga de pago</i> .....	72
15.3.	<i>Centrado del avión</i> .....	74
<b>16.</b>	<b>Superficie horizontal de cola</b> .....	<b>75</b>
16.1.	<i>Funciones del plano horizontal de cola</i> .....	75
16.2.	<i>Estabilidad estática longitudinal</i> .....	75
16.3.	<i>Respuesta dinámica y mando del avión</i> .....	76
16.4.	<i>Dimensionado del plano horizontal</i> .....	76
<b>17.</b>	<b>Superficie vertical de cola</b> .....	<b>79</b>
17.1.	<i>Introducción</i> .....	79
17.2.	<i>Control del avión tras fallo de motor crítico</i> .....	79
17.3.	<i>Criterio de estabilidad estática lateral</i> .....	80
17.4.	<i>Aterrizaje con viento cruzado</i> .....	80
17.5.	<i>Parámetros geométricos de las superficies de cola</i> .....	81
<b>18.</b>	<b>Cargas del tren sobre las pistas</b> .....	<b>83</b>
18.1.	<i>Cargas sobre las pistas</i> .....	83
18.2.	<i>Método LCN/LCG</i> .....	83
18.3.	<i>Método ACN/PCN</i> .....	86
<b>19.</b>	<b>Tren de aterrizaje</b> .....	<b>89</b>
19.1.	<i>Introducción</i> .....	89
19.2.	<i>Disposición del tren de aterrizaje</i> .....	89
<b>20.</b>	<b>Seguridad en la aviación</b> .....	<b>91</b>
20.1.	<i>Introducción</i> .....	91
20.2.	<i>Conceptos de accidente e incidente</i> .....	91
20.3.	<i>Seguridad en la aviación</i> .....	92
20.4.	<i>Prevención de accidentes</i> .....	94
20.5.	<i>Investigación de un accidente</i> .....	95



# 0. Geometría de alas

## 0.1. Introducción

Empecemos considerando el caso más general. Sea un ala genérica, no necesariamente simétrica y con una geometría no habitual. Tomaremos unos ejes  $OXYZ$  centrados en un punto arbitrario. El eje  $X$  irá según el eje de simetría del fuselaje, y el eje  $Y$ , perpendicular a este y apuntando a la semiala derecha. Se pueden definir las siguientes magnitudes:

- $b$  (envergadura): Distancia según “ $y$ ” entre extremos del ala
- $S_w$  (Superficie alar):  $S_w = \int_{y_{\min}}^{y_{\max}} c(y) dy$
- $CMG$  (Cuerda media geométrica):  $CMG = \frac{1}{b} \int_{y_{\min}}^{y_{\max}} c(y) dy = \frac{S_w}{b}$
- $CMA$  (Cuerda media aerodinámica):  $CMA = \frac{1}{b \cdot CMG} \int_{y_{\min}}^{y_{\max}} c^2(y) dy = \frac{1}{S_w} \int_{y_{\min}}^{y_{\max}} c^2(y) dy$

Siendo  $c(y)$  la longitud de la cuerda según el eje  $X$  situada en  $y$ . Si tomamos unos ejes paralelos a éstos centrados en cualquier otro punto, las expresiones van a ser las mismas.

## 0.2. Ala con simple estrechamiento

→ Si tenemos un ala simétrica (lo habitual) con simple estrechamiento, las expresiones se pueden simplificar. Si consideramos un sistema de referencia centrado en el borde de ataque de la cuerda en la raíz, con el eje  $X$  dirigido según el eje de simetría y el  $Y$  perpendicular y apuntando a la semiala derecha, las expresiones anteriores serán:

- $CMG = \frac{2}{b} \int_0^{b/2} c(y) dy$
- $CMA = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} c^2(y) dy$

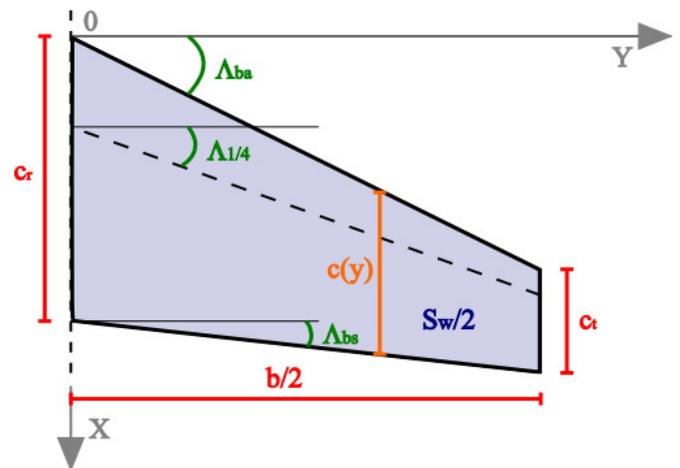


Figura 1

→ Además:

- $c_r$ : Cuerda del perfil situada en el plano de simetría (Prolongar el borde de ataque y el borde de salida, desde el encastre con el fuselaje hasta el plano de simetría).
- $c_t$ : Cuerda en la punta (Si el ala cuenta con winglet o termina redondeada, supondremos una cuerda en la punta de referencia basándonos en la vista en planta).
- $\lambda = \frac{c_t}{c_r}$  parámetro de estrechamiento  $\begin{cases} = 1 & (\text{sin estrechamiento}) \\ = 0 & (\text{triangular}) \end{cases}$
- $\Lambda$ : Flecha

$$S_w = 2 \left( \frac{1}{2} \frac{b}{2} c_r + \frac{1}{2} \frac{b}{2} c_t \right) = b \frac{c_r + c_t}{2} = b c_r \frac{(1 + \lambda)}{2}$$

$$CMG = \frac{2}{b} \int_0^{b/2} c(y) dy \left\{ \begin{array}{l} x_{ba_{CMG}} = \frac{2}{b} \int_0^{b/2} x_{ba}(y) dy \\ x_{bs_{CMG}} = \frac{2}{b} \int_0^{b/2} x_{bs}(y) dy \end{array} \right\} \rightarrow CMG = \frac{2}{b} \int_0^{b/2} (x_{bs}(y) - x_{ba}(y)) dy = x_{bs_{CMG}} - x_{ba_{CMG}}$$

$$CMA = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} c^2(y) dy \left\{ \begin{array}{l} x_{ba_{CMA}} = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} x_{ba}(y) c(y) dy \\ x_{bs_{CMA}} = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} x_{bs}(y) c(y) dy \\ y_{CMA} = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} yc(y) dy \end{array} \right\} \rightarrow CMA = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} c(y)(x_{bs}(y) - x_{ba}(y)) dy = x_{bs_{CMA}} - x_{ba_{CMA}}$$

→ Podemos expresar tanto la cuerda media geométrica como la aerodinámica en función de la cuerda en la raíz y del parámetro de estrechamiento para un ala con simple estrechamiento:

- $$CMG = \frac{c_r + c_t}{2} = c_r \frac{1 + \lambda}{2}$$
- $$CMA = \frac{2}{3} c_r \frac{(\lambda^2 + \lambda + 1)}{(\lambda + 1)}$$

Desarrollo que conduce a la expresión  $CMA = CMA(c_r, \lambda)$ :

$$CMA = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} c^2(y) dy \xrightarrow[S_w = c_r \frac{1 + \lambda}{2} b]{c(y) = c_r + \frac{c_r - c_t}{b/2} y} CMA = \frac{2}{bc_r \frac{1 + \lambda}{2}} \int_0^{b/2} c_r^2 \left( 1 + \frac{2y}{b} (\lambda - 1) \right)^2 dy \rightarrow$$

$$\rightarrow CMA = \frac{4c_r}{b(1 + \lambda)} \left( y + \frac{4}{3} \frac{y^3}{b^2} (\lambda - 1)^2 - \frac{2y^2}{b} (\lambda - 1) \right) \Big|_0^{b/2} = \dots = \frac{2c_r}{3(\lambda + 1)} (\lambda^2 + \lambda + 1)$$

→ Se demuestra que siempre  $CMA \geq CMG$ . Para ello nos valemos de la siguiente inecuación:

$$\frac{1}{S_w} \int_{-b/2}^{b/2} (c - CMG)^2 dy \geq 0 \text{ Expresión que siempre se cumple por ser el integrando siempre positivo:}$$

$$\frac{1}{S_w} \int_{-b/2}^{b/2} (c - CMG)^2 dy = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} (c^2 + CMG^2 - 2c \cdot CMG) dy = \underbrace{\frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} c^2 dy}_{=CMA} + \underbrace{\frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} CMG^2 dy}_{=CMG \cdot \beta} - \underbrace{2CMG \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} c dy}_{=-2CMG} \rightarrow$$

$$\rightarrow CMA - CMG \geq 0 \rightarrow \boxed{CMA \geq CMG}$$

→ Expresiones que proporcionan las coordenadas  $x$  e  $y$  del borde de ataque de la cuerda media aerodinámica en función de  $b$ ,  $\lambda$  y  $\Lambda_{ba}$ :

- $$y_{CMA} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda}$$
- $$x_{ba_{CMA}} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \tan \Lambda_{ba}$$

El desarrollo de estas expresiones puede partir de la definición de  $y_{CMA}$ , o del método gráfico que se desarrolla en la Figura 2:

$$a) \quad y_{CMA} = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} yc(y) dy = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} yc_r \left( 1 + \frac{2}{b} y(\lambda - 1) \right) dy \rightarrow$$

$$\dots \rightarrow y_{CMA} = \frac{2c_r}{S_w} \left( \frac{y^2}{2} + \frac{2(\lambda - 1)}{b} \frac{y^3}{3} \right) \Big|_0^{b/2} \rightarrow y_{CMA} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda}$$

$$b) \quad \text{Triángulos semejantes: } \frac{y_{CMA}}{c_r + 2c_t} = \frac{b/2 - y_{CMA}}{c_t + 2c_r} \rightarrow \dots$$

$$\rightarrow y_{CMA} = \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda}$$

→ Se demuestra que para un ala con simple estrechamiento, la CMA coincide con la cuerda del ala que tiene el mismo tamaño. Para demostrar esto hay que comprobar que  $c(y_{ba_{CMA}}) = CMA$  y que  $x_{ba}(y = y_{CMA}) = x_{ba_{CMA}}$ .

- $c(y) = c_r \left( 1 + y \frac{\lambda - 1}{b/2} \right) \rightarrow c(y_{ba_{CMA}}) = c_r \left( 1 + \frac{2}{b} (\lambda - 1) \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right) = \dots = \frac{2}{3} c_r \frac{(\lambda^2 + \lambda + 1)}{(\lambda + 1)} = CMA$
- $x_{ba}(y_{CMA}) = \tan \Lambda_{ba} \frac{b}{6} \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} = x_{ba_{CMA}}$

### 0.3. Ala con doble estrechamiento

En un ala con simple estrechamiento, el borde de ataque y salida del ala se expresan como la ecuación de una recta, mientras que en un ala con quiebros, se expresan como funciones a trozos (uniones de diferentes rectas).

Pretendemos hallar la expresión de la cuerda media aerodinámica y geométrica para un ala con doble estrechamiento en función de las cuerdas medias aerodinámicas y geométricas (respectivamente) de las dos alas con simple estrechamiento en las que se puede descomponer.

$$\bullet \quad CMA = \frac{1}{S_w} \int_{-b/2}^{b/2} c^2(y) dy = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} c^2(y) dy = \frac{2}{S_w} \left( \int_0^{b_1/2} c^2(y) dy + \int_{b_1/2}^{b_1/2 + b_2/2} c^2(y) dy \right) \rightarrow$$

$$CMA_1 = \frac{2}{S_{w_1}} \int_0^{b_1/2} c^2(y) dy$$

$$CMA_2 = \frac{2}{S_{w_2}} \int_{b_1/2}^{b_1/2 + b_2/2} c^2(y) dy = \frac{2}{S_{w_2}} \int_0^{b_2/2} c^2(\xi) d\xi$$

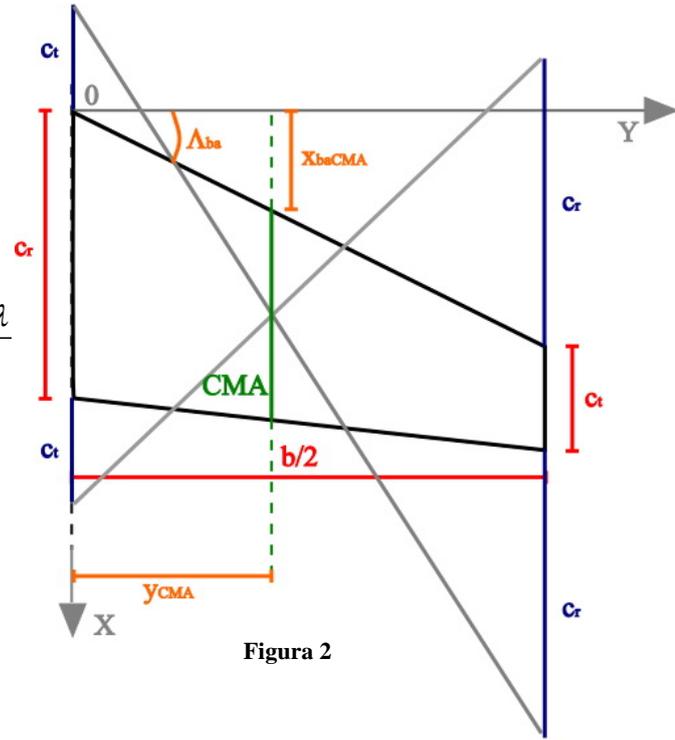


Figura 2

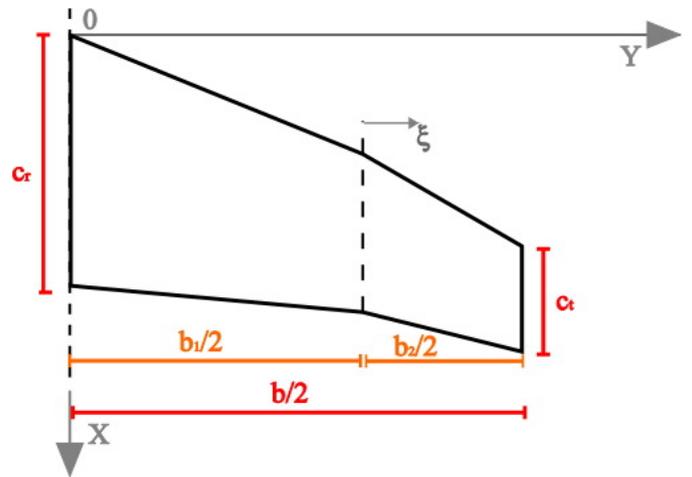


Figura 3

$$\rightarrow CMA = \frac{2}{S_w} \left( \frac{S_{w1}}{2} CMA_1 + \frac{S_{w2}}{2} CMA_2 \right) \rightarrow \boxed{CMA = \frac{S_{w1}}{S_w} CMA_1 + \frac{S_{w2}}{S_w} CMA_2}$$

$$\bullet \quad CMG = \frac{1}{b} \int_{-b/2}^{b/2} c(y) dy = \frac{2}{b} \int_0^{b/2} c(y) dy = \frac{2}{b} \left( \int_0^{b_1/2} c(y) dy + \int_{b_1/2}^{b_1/2+b_2/2} c(y) dy \right) = \frac{2}{b} \left( \frac{b_1}{2} CMG_1 + \frac{b_2}{2} CMG_2 \right) \rightarrow$$

$$\rightarrow \boxed{CMG = \frac{b_1}{b} CMG_1 + \frac{b_2}{b} CMG_2}$$

# 1. Proyecto de aviación

## 1.1. Aeronaves

- Definición: Todo artefacto que se mueve por el aire sustentándose en él.
- Clasificación: Aerostatos (más ligeras que el aire) y aerodinos (más pesadas que el aire). Dentro de los aerodinos se puede distinguir entre ala giratoria y ala fija. Estos últimos se clasifican en aviones (si tienen motor), y planeadores (si no lo tienen).
- Categorías de aviones:
  - Civiles (Comercial, general, regional, de negocios,...)
  - Militares.

## 1.2. Causas para el inicio de un proyecto de aviación

- Petición expresa de un cliente lo suficientemente importante como para cubrir una necesidad no cubierta por ningún otro producto en el mercado.
- Resultado de un estudio de mercado realizado por una consultora o por el departamento de prospectiva de mercado de la propia compañía (si esta es grande), en el que se predicen el tipo y número de aviones que van a ser demandados en años subsiguientes.

## 1.3. Fases

- Diseño conceptual: La oficina de proyectos de la compañía destina a un grupo reducido para proponer múltiples configuraciones teniendo en cuenta factores fundamentales como los requisitos de diseño (alcance, capacidad, actuaciones en pista...), la experiencia previa (tanto de la propia compañía como del mercado), los requisitos de aeronavegabilidad, y la idea o filosofía dominante (alguna característica particular del diseño que condicione todo lo demás). Hay una modificación continua de parámetros básicos, generalmente mediante estimaciones rápidas. Finalmente se seleccionan unas pocas configuraciones, las que más se ajustan a lo que se busca.
- Diseño preliminar: Sobre las configuraciones generales sólidas de la fase de diseño conceptual, se llevan a cabo estudios paramétricos, y se optimizan, pero sin modificarlos drásticamente. Finalmente se elige la que se considera que mejor se va a adaptar al mercado. Esta configuración congelada se oferta y se espera respuesta; si encuentra aceptación, se pasa a la fase de diseño detallado, si no, se abandona sin apenas perjuicios para la empresa, porque hasta el momento la inversión ha sido mínima.
- Diseño detallado: Varios equipos (que suelen suponer miles de personas), trabajan sobre distintos aspectos de la configuración congelada, definiéndolos claramente y afinándolos con métodos de cálculo mucho más precisos (y costosos) que en

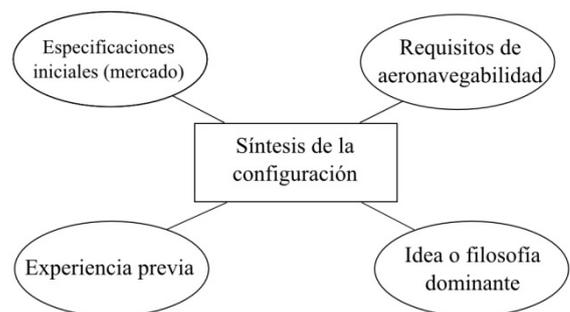


Figura 4

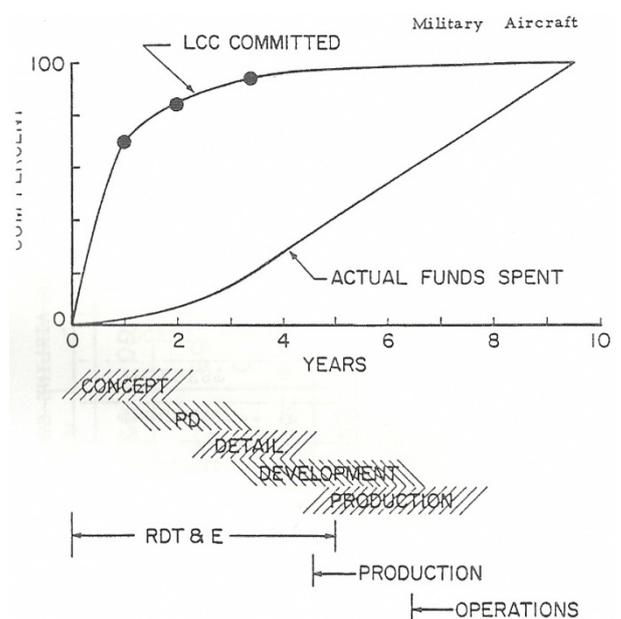


Figura 5

las fases anteriores. Cuando esta fase está lo suficientemente avanzada, puede comenzar la fabricación para efectuar los primeros ensayos. Estos llevan finalmente a la obtención del certificado de tipo, en el que se demuestra la aeronavegabilidad del modelo.

- Vida del producto: Una vez obtenido el certificado de tipo, el avión puede empezar a venderse de inmediato, aunque lo habitual es que haya plazos de entrega prolongados. Cada unidad debe obtener un certificado de aeronavegabilidad de forma individual. La campaña de marketing habrá empezado al congelarse la configuración, y terminará cuando el avión deje de fabricarse. El servicio post-venta empezará al entregarse la primera unidad, y deberá prolongarse hasta que la última termine su vida operativa.

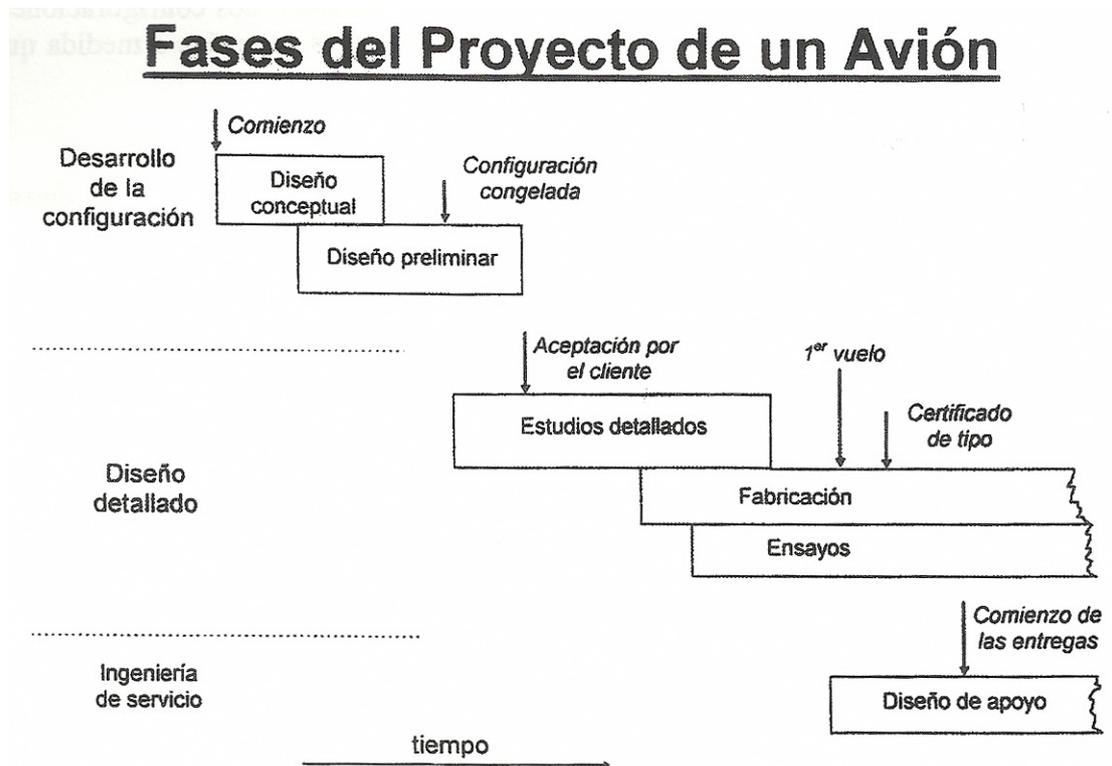


Figura 6

## 2. Aspectos económicos

### 2.1. Factores que influyen en la adquisición de un avión

- Económicos
  - Precio del avión
  - Coste directo de operación
- Actuaciones del avión
  - Diagrama PL-R y su flexibilidad
  - Velocidad de crucero (repercusión en el tiempo bloque (calzo a calzo), tanto mayor cuanto más larga sea la ruta (en rutas cortas, las fases de crucero y descenso ocupan gran parte del tiempo bloque)
  - Actuaciones en pista
  - Actuaciones con fallo de motor (En aviones bimotor, el aeropuerto alternativo debe encontrarse a menos de una hora en cualquiera de las fases de vuelo. Cualquier avión que quiera hacer vuelos transatlánticos necesita las certificaciones ETOPS (Amplía a 3 horas de vuelo con fallo de motor para biturbofanos)
- Fabricante
  - Servicio post-venta
  - Condiciones de financiación (renting, leasing...)
  - Plazos de entrega
  - Experiencia previa (Si ya se tienen otros modelos de la misma familia, se compartirá utillaje, piezas, tripulación...)
- Otros
  - Atractivo para el pasajero (Buen diseño, cómodo...)
  - Capacidad evolutiva (posibilidad de sacar de un avión otros modelos mediante modificaciones)
  - Presiones políticas
  - Ruido/emisiones

### 2.2. Ingresos y costes asociados a la explotación comercial de un avión

#### ➔ Ingresos

- Transporte regular de pasajeros (75%)
- Transporte regular de carga (12%)
- Servicios no regulares (10%)
- Correo (1%)

#### ➔ Costes directos: Aquellos que dependen directamente del tipo de avión elegido, es decir, serían distintos si fuera un avión distinto

- Tripulación
- Combustible y aceite (más importante cuanto más larga sea la ruta)
- Mantenimiento
- Ayudas a la navegación (suelen depender del MTOW)
- Tasas aeroportuarias (suelen depender del MTOW)
- Servicios de pasajeros
- Handling (del avión y operativo)
- Seguros (dependiente del precio del avión)
- Intereses por préstamos (dependiente del precio del avión)
- Depreciación y amortización (dependiente del precio del avión)

**Coste directo de operación (DOC: Direct Operating Cost):** Antes de hablar del DOC, es importante hablar de estos dos parámetros:

- Tiempo bloque: Tiempo que transcurre entre que se quitan los calzos en el aeropuerto de origen, hasta que se ponen en el aeropuerto de destino.
- Velocidad bloque: Distancia recorrida dividida por el tiempo bloque

El DOC son aquellos relacionados de forma directa con la utilización de un avión por parte de una compañía aérea en una ruta determinada y durante un periodo de tiempo dado, normalmente un año. El DOC de las distintas rutas supone aproximadamente la mitad de los costes operativos de la compañía, y el IOC la otra mitad. Suele distribuirse en distintas áreas.

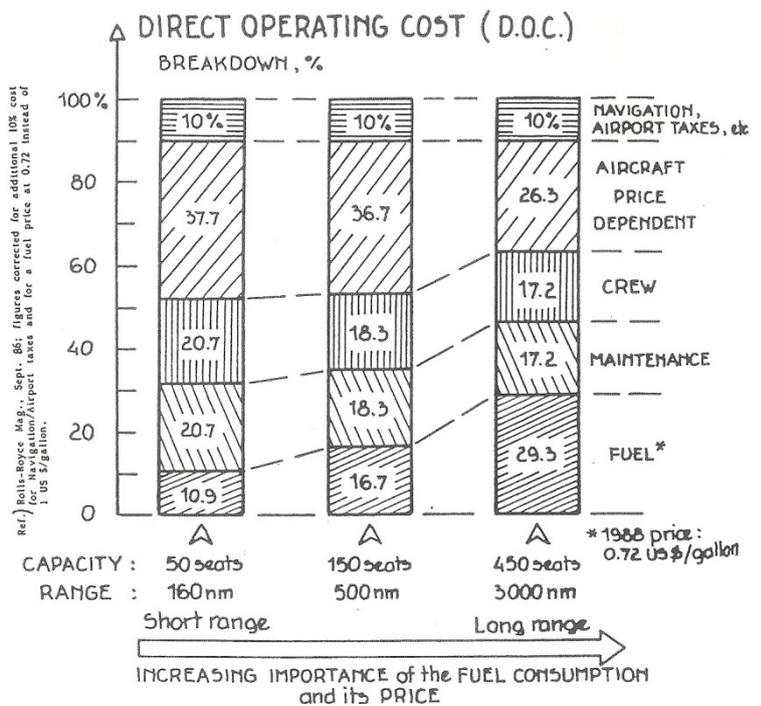


Figura 7

### Formas de reducir el DOC

- Disminución del consumo de combustible

$$R = K \ln\left(\frac{TOW}{LW}\right) \rightarrow TOW = LW \cdot e^{R/K}$$

$$TF = TOW - LW = LW \left(e^{R/K} - 1\right) \rightarrow TF = \frac{OEW + PL}{\alpha} \left(e^{R/K} - 1\right) \quad \text{con} \quad K = \frac{V}{C_E} \frac{c_l}{c_D}$$

Posibilidades:

- Reducir el OEW (mejores materiales, motores más ligeros...)
  - Reducir el consumo específico de los motores
  - Mejorar la eficiencia aerodinámica
  - Aumentar la velocidad de vuelo podría ser una alternativa, pero está relacionada con la eficiencia aerodinámica
- Disminución del precio del avión: Las contribuciones más importantes al precio del avión son los motores, los equipos y la mano de obra; cada uno de ellos con aproximadamente el 20%, seguidos de los gastos de gestión (15%), materiales (10%), intereses (10%). I+D supone un 5%, y es complicado de regular. Un gasto suficiente en I+D es beneficioso para el coste directo de operación del avión a costa de aumentar el precio del mismo. Posibilidades:
    - Reducir el número de piezas, normalizarlas y asegurar su intercambiabilidad izquierda-derecha
    - Utilizar tecnologías, plantas propulsoras y materiales conocidos
    - Cuidar los controles de calidad y certificación
    - Combinar pruebas de ingeniería
  - Disminución de los costes de tripulación (puede reducirse el número, o bien el tiempo bloque)
  - Disminución de los costes de mantenimiento
  - Disminución de las tasas: Difícil, puesto que dependen del MTOW

→ **Costes indirectos (IOC: Indirect Operating Cost):** Son los costes relacionados con la explotación de una ruta por parte de una compañía aérea, pero no atribuibles directamente a la utilización de un avión:

- Promoción
- Comercialización
- Gastos generales y de administración
- Handling de la carga de pago

### 2.3. Precio del avión

Es uno de los factores de mayor peso en el coste directo de operación, e influye notablemente en la decisión de adquirir el avión.

Contribuciones: Grupo motopropulsor (20%), equipos (20%), materiales (9%), costes de personal (20%), amortización de los costes comunes (investigación, diseño, prototipos, ensayos, infraestructura de producción) (10%), beneficios (10%), intereses (10%).

El flujo de caja de un fabricante sigue el esquema de la Figura 8, el cual muestra claramente que la compañía fabricante soporta todos los gastos de diseño y producción. El abandono del proyecto en un instante avanzado del desarrollo puede ser fatal para la compañía ya que implicaría unas pérdidas inadmisibles. También se puede apreciar que es una inversión a largo plazo, ya que para conseguir el objetivo de “no más pérdidas” hace falta alrededor de 15 años. Este proceso se puede acelerar si la moneda aumenta su cotización, además de aumentar los beneficios aún con menos producción, por el contrario, puede ser catastrófico si ésta se devalúa pudiendo alargar la consecución de dicho objetivo hasta más allá de los 20 años.

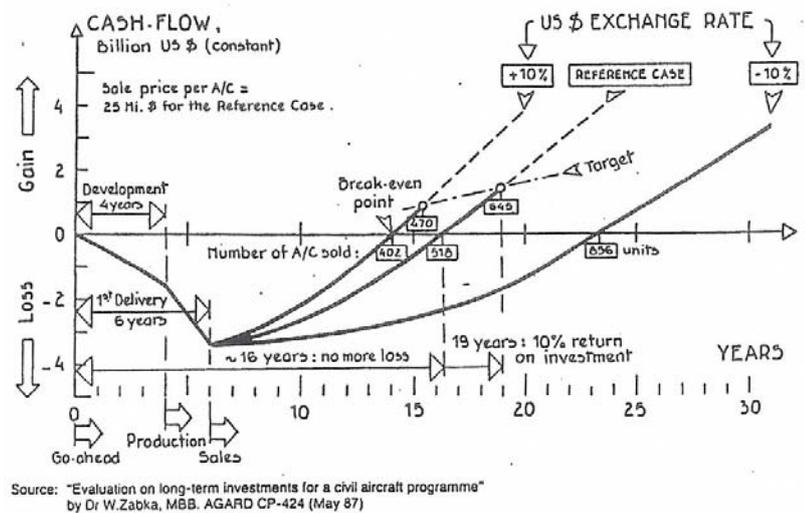


Fig. 1-15 Effects upon a hypothetical civil aircraft production/sales programme of variations in exchange rate of the US dollar (1984 figures)

Figura 8

(Ver Figura 9) Si duplicamos el porcentaje dedicado a investigación y desarrollo, pasamos del 5% al  $\frac{10}{105} \cdot 100 \approx 9.5\%$  del coste del avión; pero es que el avión, que antes costaba 100 ahora cuesta 105, y en el total del DOC, en vez de costar 40, ahora cuesta  $40 \cdot 1.05 = 42$ . Es decir, un aumento del 100% en I+D influye en multiplicar por 1.05 el precio del avión, y por 1.02 el DOC ( $100\% \cdot 0.05 \cdot 0.4 = 2\%$ ).

Si reducimos los costes de mano de obra un 25% (es decir, pasan de ser el 20% al 15%), el coste total del avión será 95 en vez de 100: Se habrá reducido un  $20\% \cdot 0.25 = 5\%$ . En el DOC en vez de 40 pasamos a tener  $40 \cdot \frac{95}{100} = 38$ , (y el DOC ahora será 98) es decir, hemos reducido un 2%.

# AIRCRAFT DIRECT OPERATING COST ...

is strongly dependent on ...  
AIRCRAFT SALE PRICE

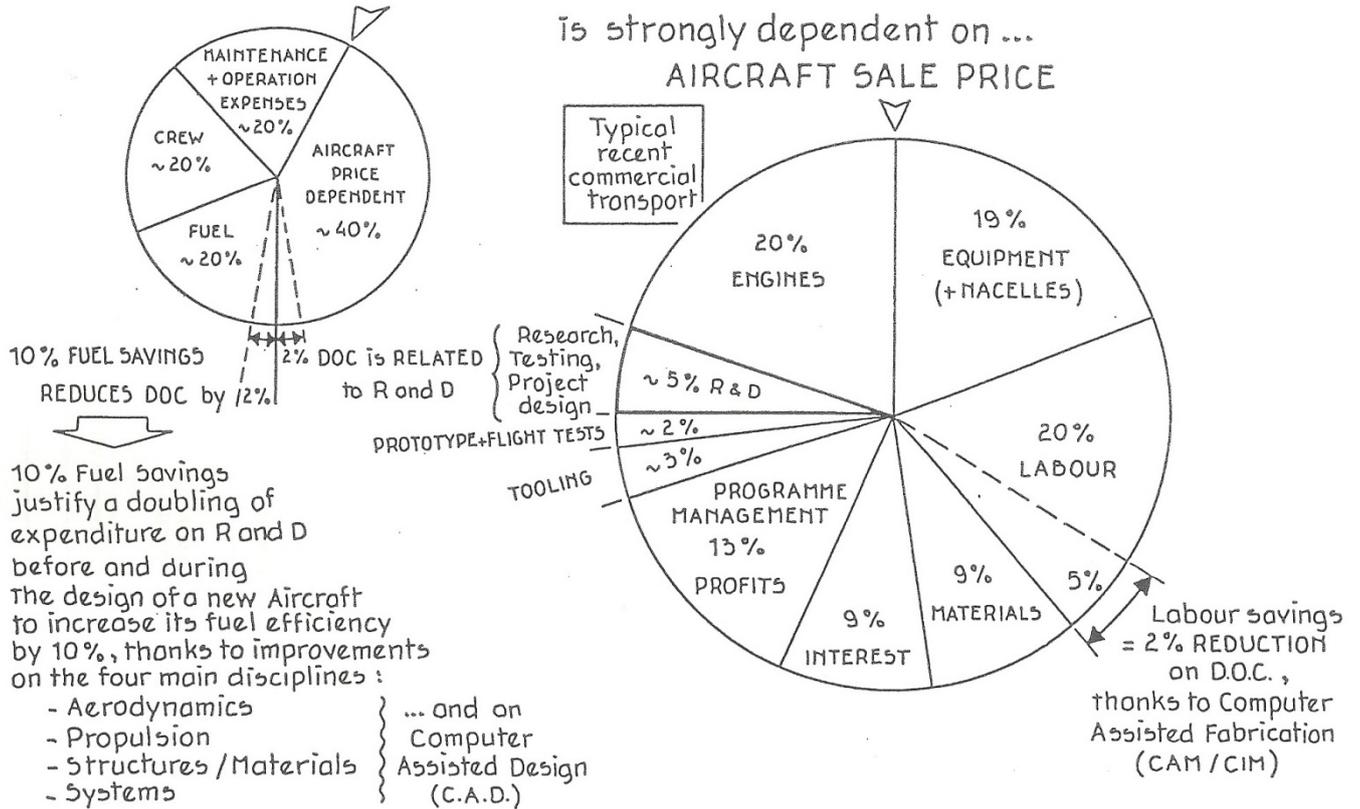


Fig.3-10 Technology improvements have a major effect upon aircraft sale price

Figura 9

### 3. Configuración general de un avión de transporte subsónico

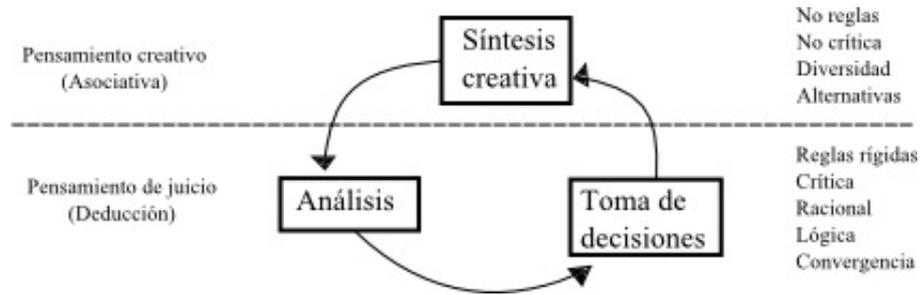


Figura 10: Esquema de los elementos presentes en el diseño conceptual

Selección inicial de la forma y características globales del ala, fuselaje, superficies de cola, planta propulsora y tren de aterrizaje, así como la posición relativa entre ellos. Se basa en requisitos de diseño y de aeronavegabilidad, la experiencia previa y la idea o filosofía dominante del diseño.

#### 3.1. Fuselaje

- ➔ Sección aproximadamente rectangular: No permite la presurización del fuselaje (aunque si su acondicionamiento), con lo que se emplea casi siempre en aviación general (20-30 pax). Barato y fácil de fabricar.
- ➔ Sección circular, elíptica o combinación de ambas: Necesaria si se pretende presurizar el fuselaje

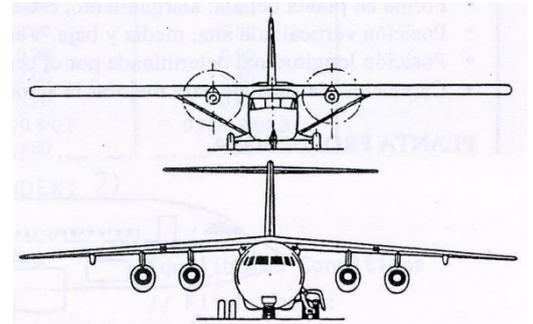


Figura 11: Vista frontal de dos aviones en los que se aprecia la sección del fuselaje. Arriba: sección rectangular. Abajo: sección circular

#### 3.2. Ala

- ➔ Forma en planta
  - Rectangular: Barata y fácil de fabricar, pero mala desde el punto de vista aerodinámico (elevada resistencia inducida) y estructural (momento flector elevado en el encastre) (como la cuerda en la punta del ala es tan grande, la sustentación en dicha zona también lo será, creando un gran momento que podría doblar el ala hacia arriba)
  - Rectangular con estrechamiento: Algo más compleja de fabricar, pero posee mejores características aerodinámicas y estructurales (Disminuye la resistencia inducida en un 25%, y el momento flector en un 10% respecto a la FEP rectangular). Necesidad de refuerzo en las costillas del quiebro.
  - Con flecha y doble estrechamiento: Más cara, pero mejor que las anteriores. La flecha es necesaria para volar en régimen subsónico alto.
- ➔ Posición longitudinal
  - Debe perseguir siempre al centro de gravedad del avión completo, para evitar que el par generado por peso y sustentación no sea compensable por medio de los estabilizadores.
- ➔ Posición vertical
  - Ala alta. Ventajas: Se gana ligeramente en limpieza aerodinámica, no hay problemas de espacio para albergar los

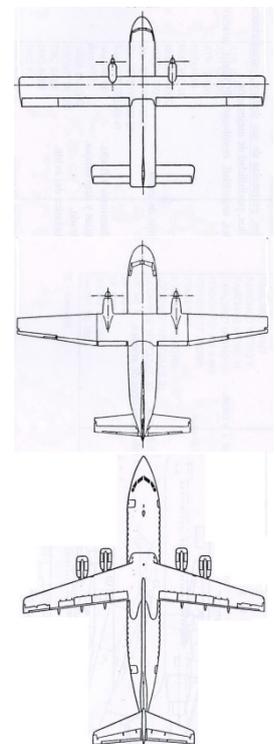


Figura 12: Vista en planta de un avión con ala de FEP rectangular (arriba), con FEP rectangular con estrechamiento (centro), y con flecha (abajo)

motores, y facilita el movimiento de vehículos alrededor del avión.

Inconvenientes: La sujeción del ala al fuselaje suele dar lugar a un abombamiento en el interior de la cabina de pasajeros (molesto), y hay problemas para albergar el tren de aterrizaje.

El ala alta nos ayuda a disminuir el efecto suelo que pudiera producirse durante el aterrizaje (bueno para aterrizaje ya que no tenemos sustentación añadida, pero malo para despegue ya que no tenemos ayuda). Es la solución predominante en aviones cargueros.

- Ala media-baja. Ventajas: se aprovecha la estructura del ala en el encastre como suelo de la cabina, y para albergar el tren de aterrizaje sin apenas afectar a la aerodinámica.

Inconvenientes: El poco espacio hasta el suelo puede limitar el tamaño de los motores.

Solución típica en aviones de pasajeros.

- Ala baja: Si necesitamos la cabina totalmente diáfana.

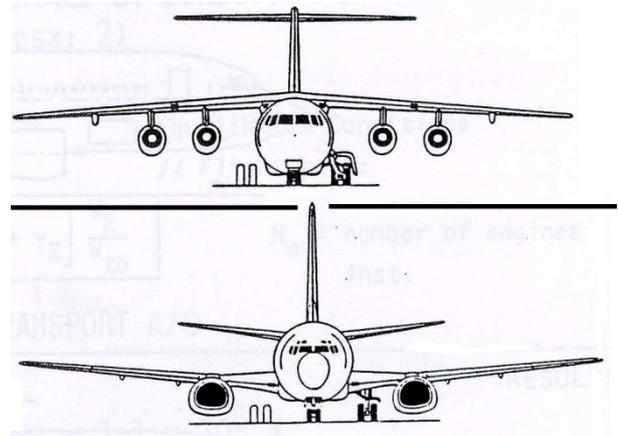


Figura 13: Arriba, Vista en alzado de un BAe 146-300, con ala alta. Abajo, vista en alzado de un 737-300, con ala media baja

### 3.3. *Planta propulsora*

#### → Tipo

- Motor alternativo: Por debajo de  $300-350 \text{ km/h}$  y pequeñas potencias. Por encima de  $250 \text{ CV}$ , la relación potencia-peso cae rápidamente y se sustituye por el turbohélice.
- Turbohélice: Hasta  $M=0.6$ , tiene mejor consumo específico que el turbofán.
- Turbofan: Régimen subsónico alto. Suelen ser de alta relación de derivación ( $\Lambda \geq 5$ )

#### → Posición

- Bajo el ala. Ventajas: sin ser demasiado perjudicial aerodinámicamente, permite aligerar el ala (al compensar en parte el momento flector de la sustentación), y el fuselaje (no necesita refuerzos adicionales como cuando se colocan adheridos a él).

Inconvenientes: Tren de aterrizaje en general más alto, posibilidad de ingestión de tierra, piedras...

- En la parte trasera del fuselaje: Solución empleada frecuentemente en reactores pequeños. Ventajas: reduce el problema de ingestión de elementos extraños al operar en tierra, reducción de ruido en cabina (excepto en la parte trasera) y posibilidad de acortar el tren. Inconvenientes: Refuerzo del fuselaje para soportar las cargas concentradas resultantes, ala más pesada, ya que con esta configuración los motores no ayudan a compensar el momento flector de la sustentación.

#### → Número

- El mínimo es dos para cumplir con las normas de aeronavegabilidad para aviones de  $MTOW \geq 5700 \text{ kg}$ . Cuanto menor sea el número de motores, menor será el coste de mantenimiento (que depende mucho menos del tamaño), pero mayor  $T/W|_{TO}$  necesitaremos para cumplir los requisitos de  $\gamma_{2\min}$  con fallo de motor. Actualmente, gracias a la certificación *ETOPS*,

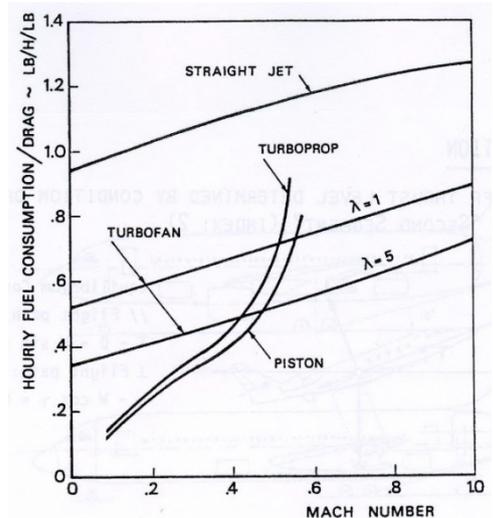


Figura 14: Comparación del consumo de combustible con el número de Mach, para diferentes plantas propulsoras

es posible utilizar aviones bimotores para rutas transoceánicas, lo que ha hecho que sea ésta la solución dominante. Si se emplean tres motores, el tercero debe ir en el eje de simetría, lo que suele ser problemático: es una configuración cada vez menos frecuente. Finalmente, aviones de gran capacidad, emplean generalmente cuatro.

### 3.4. Superficies de cola

- Cola baja [A-1]: Los estabilizadores horizontal y vertical se unen estructuralmente de forma separada e independiente. Configuración predominante en aviones de transporte con motores bajo el ala.
- Cola en T [A-3]: Se utiliza en aviones con motores en el fuselaje para evitar que el chorro incida sobre el estabilizador horizontal. Requiere un importante refuerzo estructural del estabilizador vertical. (También evita que la estela del ala incida sobre el estabilizador horizontal, aumentando la controlabilidad a baja velocidad)
- Cola cruciforme [A-2]: Es una alternativa a la cola en T, que permite un refuerzo menor del estabilizador vertical, y mantiene el estabilizador horizontal fuera del chorro de los motores.
- La configuración [B-1] se ha empleado en algunos casos por problemas de tamaño: si se tuviese que colocar un único estabilizador vertical, éste sería demasiado grande. También se emplea en aviones de combate, por su mayor maniobrabilidad, y en aviones destinados a operar en porta-aviones. Las configuraciones [B-2] y [C] prácticamente no se han usado.

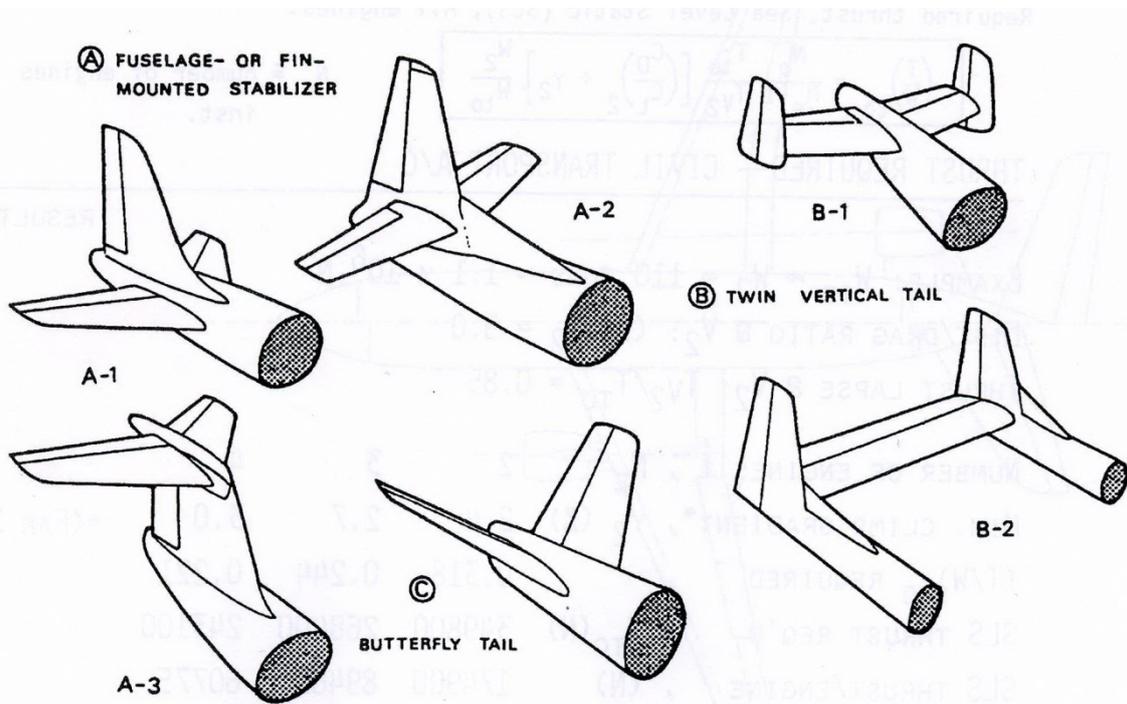


Figura 15: Esquema con los distintos tipos de configuración para las superficies de cola

### 3.5. Tren de aterrizaje

- Tren triciclo: Típico de aviones comerciales. Tiene una pata en el plano de simetría del avión cerca del morro, y luego dos (mínimo) en la zona de las semialas (tren principal)
- Con rueda de cola: Típico de avionetas. Las ruedas del tren principal son las situadas en las alas, y la auxiliar está en la cola.



## 4. Arquitectura de aviones

### 4.1. Introducción

- Identificar arquitectura con estructura es incorrecto, pues aquella engloba además la disposición de los equipos y el acondicionamiento interno.
- La arquitectura está relacionada con los aspectos estructurales esenciales.
- Elementos arquitectónicos principales: fuselaje, ala, superficie de cola, planta propulsora, tren de aterrizaje.

### 4.2. Arquitectura del fuselaje

- Propósito de un avión: transportar una carga de pago comercial (pasajeros, equipajes, mercancías), o una carga útil militar.
- Transporte de pasajeros con seguridad y confort: fuselaje calefactado, ventilado y presurizado; vuelo agradable donde se minimicen ruidos y vibraciones, mobiliario suficiente y cómodo...
- Diferencias de concepción de los fuselajes dependiendo de la misión del avión, sobre todo desde el punto de vista no estructural. Además de la carga de pago y la tripulación, el fuselaje alberga los sistemas de acondicionamiento de cabina y bodegas, navegación, eléctrico... Se debe tener en cuenta el espacio que ocupan y las servidumbres que imponen.
- Cargas sobre el fuselaje:
  - Aerodinámicas: Poco importantes comparadas con las del ala.
  - Presurización
  - Inerciales: Equipos y carga de pago sujetos a su interior.
  - Concentradas: Reacciones del ala, tren de aterrizaje, superficies de cola, motores...
- Elementos constructivos:
  - Revestimiento: Absorbe los esfuerzos de cortadura debidos a la torsión y los esfuerzos debidos a la presurización y cargas transversales.
  - Larguerillos: Elementos longitudinales de sección reducida que evitan el pandeo del revestimiento. Pueden fabricarse mecanizadas junto con el revestimiento y su espaciado no depende mucho del avión. En algunos casos, además de larguerillos, el fuselaje tiene largueros.
  - Cuadernas: Elementos transversales que dan forma al fuselaje (cilíndrica), evitan el pandeo de los larguerillos y soportan cargas concentradas. Aquellas cuadernas que deben estar especialmente reforzadas (por ejemplo, en el encastre del ala) se denominan marcos. Al igual que en el caso de los larguerillos, el espaciado entre cuadernas depende poco del tamaño del fuselaje ( suele estar en torno a 0.5 m).
  - Mamparos de presión: Separan las zonas presurizadas de las no presurizadas. Si es posible, se construyen con forma de casquete esférico (Si fueran planos necesitarían refuerzos adicionales). Hay dos muy habituales: El anterior (colocado en el morro, donde se alojan equipos como el radar), y el posterior (situado en el cono de cola, donde se alojan el APU, cambiadores de calor...)
  - Refuerzos adicionales: Por ejemplo, cada vez que es necesaria una abertura en el fuselaje (ventanillas, puertas, registros, hueco para el cajón de torsión...).

### 4.3. Arquitectura del ala

- Cargas sobre el ala
  - Sustentación: En diseño conceptual se considera  $L \sim MTOW \cdot n_{lim} \cdot 1.5$
  - Presión del combustible
  - Cargas debidas a los dispositivos de borde de ataque y salida
  - Cargas concentradas debidas al tren de aterrizaje, motores...

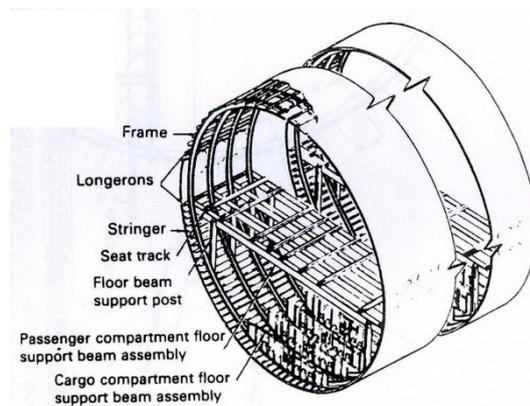


Figura 16: Esquema de los elementos estructurales que componen el fuselaje

## → Elementos constructivos

- Revestimiento: Recibe las cargas aerodinámicas y las transmite a las costillas. El estradós se diseña a compresión (hay que prevenir problemas de pandeo) y el intradós a tracción (el material debe tener buena resistencia a tracción, buen comportamiento a fatiga y tenacidad de fractura elevada). El revestimiento supone del 50% al 70% del peso del ala, por lo que hay que elegir el espesor con cuidado
- Cajón de torsión: Es el elemento estructural más importante. En alas de gran alargamiento está constituido por:
  - Largueros: Soportan el momento flector debido a la sustentación, y cargas procedentes de elementos ajenos al cajón de torsión (como los dispositivos de borde de ataque y de borde de salida). Lo normal es que haya dos largueros rectos limitando anterior y posteriormente al cajón de torsión en posiciones del orden del 10% y el 60% de la cuerda respectivamente. A veces se añade un tercer larguero auxiliar para reforzar la zona de unión con el tren de aterrizaje.
  - Costillas: Dan forma al perfil, soportan cargas inerciales (combustible, equipos, motores...), transfieren y distribuyen las cargas de cortadura entre los largueros, y previenen el pandeo de los larguerillos y el revestimiento.

Las costillas sufren compresión en su propio plano y cargas de tensión diagonal en el revestimiento (estado crítico para determinar el alma del larguero).

En alas sin flecha, se posicionan de forma paralela al eje de simetría del avión. En alas con flecha, van variando progresivamente su orientación del encastre (paralelas al plano de simetría) a la punta (perpendiculares a la línea de torsión).

- Larguerillos: Elementos longitudinales paralelos a los largueros, cuya misión fundamental es evitar el pandeo del revestimiento.
- Tanque integral de combustible: Se aprovecha el interior del cajón de torsión para albergar el combustible. Para aprovechar mejor su efecto de alivio sobre el momento flector de la sustentación, los tanques se vacían del encastre a la punta, ubicándose los tanques de reserva en la punta.

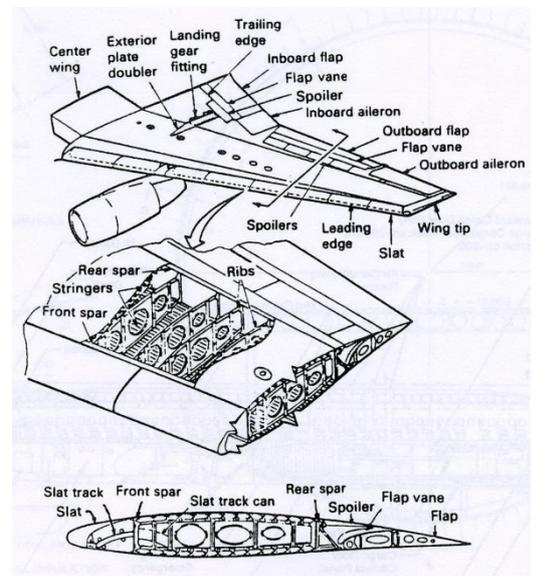


Figura 17: Esquema de los elementos estructurales presentes en el ala

## 4.4. Arquitectura de la cola

Es parecida a la del ala. Al no haber dispositivos de borde de ataque, el cajón de torsión se acerca más al mismo. Por otra parte, las únicas cargas concentradas importantes son las transmitidas por las articulaciones de los timones. Además hay que tener en cuenta que en las superficies de control es especialmente importante la rigidez (no sólo la resistencia), para evitar problemas de flameo.

Cuando la cola es convencional (cola baja), el estabilizador horizontal se construye generalmente con sus dos mitades unidas entre sí a través del interior del fuselaje, con posibilidad de pivotar alrededor de dos puntos unidos a una cuaderna.

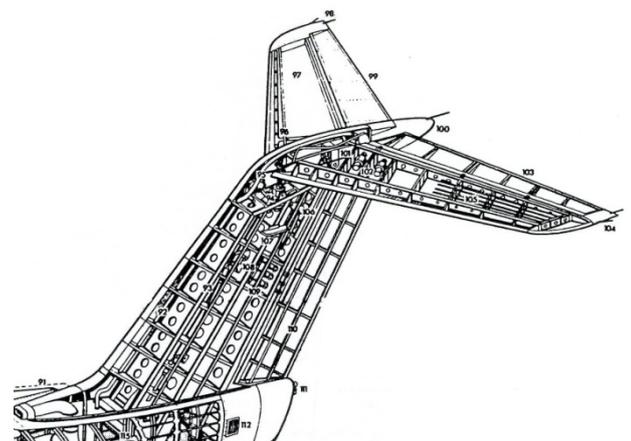


Figura 18: Esquema de los elementos estructurales presentes en la cola

Cuando se trata de una cola en T, el estabilizador vertical y el amarre del horizontal a aquél, deben construirse con gran rigidez para evitar problemas de flameo (1.5 veces más rigidez en el encastre y 40 veces más en la punta respecto a una cola baja). Esta rigidez deberá ser mayor cuanto más pesado sea el estabilizador horizontal, por lo que éste tiende a aligerarse. Además, se le puede dotar de diedro negativo para aumentar la velocidad de flameo.

# 5. Diseño del fuselaje

## 5.1. Introducción

### → Principales misiones del fuselaje

- Albergar y proteger la carga de pago.
- Alojamiento de la cabina de la tripulación.
- Alojamiento de equipos y servicios.
- Estructura central del avión, a la que se acoplan las demás.

→ Geometría: Para fuselajes presurizados, la sección es siempre circular. En cuanto a la esbeltez ( $\lambda_f = l_f/a_f$ ) suele estar entre 8 y 12, lo cual obedece a una solución de compromiso entre la minimización de la resistencia aerodinámica y la necesidad de volumen interior.

$\left\{ \begin{array}{l} l_f : \text{longitud del fuselaje} \\ a_f : \text{anchura en su zona más ancha} \end{array} \right.$

$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_f < 8 : \text{cuerpo demasiado romo } (\uparrow \text{resistencia}) \\ \lambda_f > 12 : \text{problemas de flexión} \end{array} \right.$

Hay distintas formas de adimensionalizar la resistencia aerodinámica: con el área frontal, con la superficie mojada, con el volumen...:

- $c_{D\text{frontal}}$  : ( $D = 1/2 \rho U_\infty^2 S_f c_{Df}$ ) : el término de resistencia más importante es el de presión, predomina la superficie que se opone al paso del aire. Importante en cuerpos romos.
- $c_{D\text{wet}}$  : ( $D = 1/2 \rho U_\infty^2 S_{\text{wet}} c_{D\text{wet}}$ ) : el término de resistencia más importante es el de viscosidad. Importante en cuerpos aerodinámicos.
- $c_{D\text{vol}}^{2/3}$  : ( $D = 1/2 \rho U_\infty^2 V^{2/3} c_{D\text{vol}}^{2/3}$ )

Para un mismo valor de  $D$ , si lo que nos interesa es maximizar la superficie mojada, buscaremos características geométricas que minimicen  $c_{D\text{wet}}$ ; si nos interesa maximizar el volumen interior, intentaremos minimizar  $c_{D\text{vol}}^{2/3}$ .

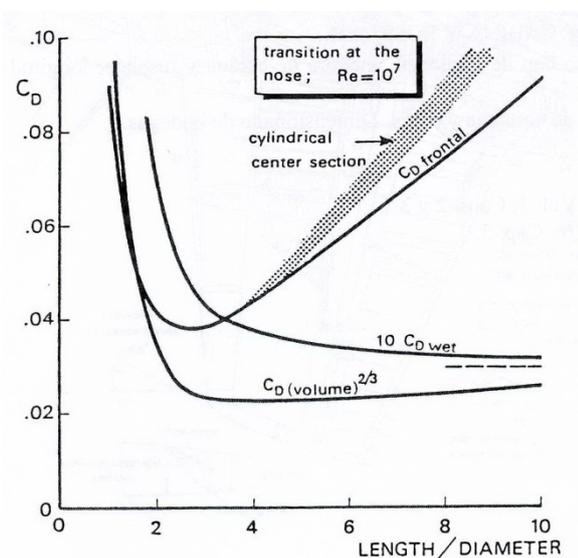


Figura 19: Representación de la resistencia con la esbeltez

En el diseño de fuselajes, se considera un criterio combinado de  $c_{D\text{wet}}$  y  $c_{D\text{vol}}^{2/3}$  que proporciona  $\lambda_f \approx 8 \rightarrow 12$

## 5.2. Distintos factores que afectan a la disposición de la cabina

- Duración del vuelo (Ver Figura 20).
- Diseño y distribución de los asientos.
- Impresión estética: típico de aviones de negocios.
- Accesos.
- Servicios a bordo.
- Tripulación auxiliar.

Lo primero que se ha de hacer para configurar la disposición en cabina es analizar el número de pasajeros y de la cantidad de mercancía por la que voy a dimensionar.

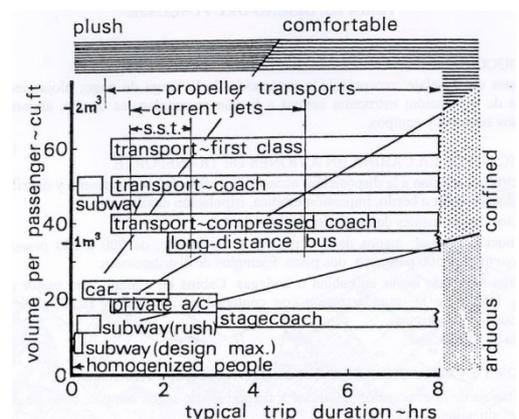


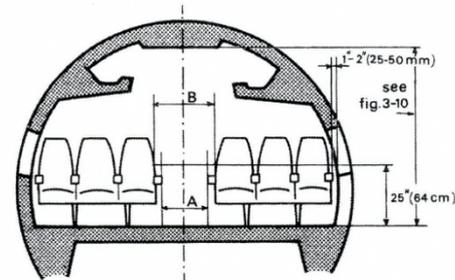
Figura 20: Sensaciones de los pasajeros con la duración, modo de transporte y volumen por pasajero

### 5.3. Distribución general

- $NP < 200 \rightarrow 1$  pasillo (narrow body)
- $200 < NP < 500 \rightarrow 2$  pasillos (wide body)
- $NP > 500 \rightarrow 2$  pisos o configuraciones no convencionales

Entre la pared y un pasillo se pueden colocar un máximo de tres asientos, de forma que en aviones con un único pasillo, el número máximo de asientos por fila es seis. Entre pasillo y pasillo, también se pueden colocar seis asientos (tres evacúan hacia un lado y tres hacia el otro), por lo que contando los seis asientos de los laterales, el número máximo de asientos por fila con dos pasillos es doce.

Una vez determinado en número de asientos por fila, pasamos a calcular el número de filas, que vendrá determinado por el paso entre ellas. Las normas establecen un paso mínimo de  $0.76m$ ; a partir de ese valor, y en función del tipo de ruta a cubrir y del tipo de oferta que se va a realizar, se calcula el paso definitivo entre filas para cada clase que se va a alojar en cabina. La distribución es seleccionada por el operado a partir de las opciones que le da el fabricante.



NUMBER OF SEATS	A minimum	B minimum
10 OR LESS	12 in. ,305 mm	15 in. ,381 mm
11 THROUGH 19	12 in. ,305 mm	20 in. ,508 mm
20 OR MORE	15 in. ,381 mm	20 in. ,508 mm

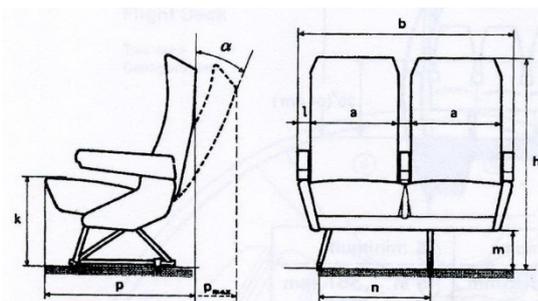


Figura 21: Arriba: Distribución de asientos por fila en un narrow body. Abajo: Esquema de un par de asientos

### 5.4. Transporte de la carga

- ➔ La carga se puede llevar de dos formas:
  - Bodegas: Situada debajo del piso de la cabina de pasajeros en aviones de ala media-baja.
  - Cabinas en diáfano: El volumen de carga se aloja en un único hueco. Ideal para mercancías voluminosas.
- ➔ Estandarización del transporte de carga mediante contenedores normalizados (en bodegas)
  - Rapidez y facilidad en el manejo (minimización del tiempo en tierra del avión).
  - Integridad de las mercancías.
  - Bajas primas (en cuanto a seguros), lo que permite ofertar un transporte más barato.
  - Mejor aprovechamiento del espacio.
  - Intercambiabilidad en aeropuertos.
- ➔ Mercancía a granel (bulk cargo): mercancía no alojada en contenedores. En el cono de cola.
- ➔ Los contenedores normalizados se clasifican en función de su tamaño, y todos tienen un rebaje que permite un mejor acoplamiento al fuselaje.

### 5.5. Accesos y evacuación. Servicios del avión en tierra

La distribución de asientos en cabina y el número de accesos han de permitir efectuar la evacuación completa de la aeronave en las condiciones especificadas en norma. Estas condiciones se plasman en la regla de los 90 segundos, que hace referencia al ensayo normalizado de evacuación: Se hace de noche, con iluminación de emergencia, con un 50% de las salidas bloqueadas y obstáculos en los pasillos, y se exige para cualquier avión de más de 45 pasajeros, la evacuación se haya completado en 90 segundos.

Para ayudar a cumplir con la regla de los 90 segundos, las normas FAR25 y JAR25 dan recomendaciones con filosofías distintas, pero que conducen esencialmente a los mismos resultados:

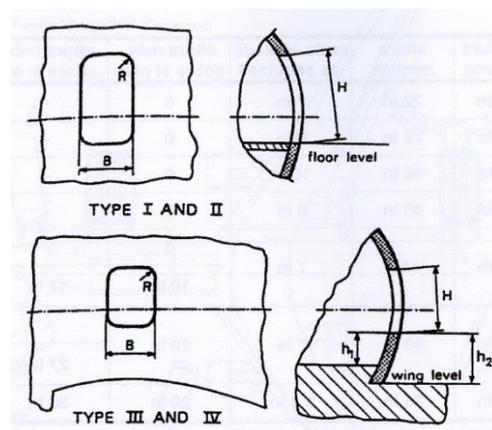


Figura 22: Clasificación de puertas de emergencia según JAR25

- La norma FAR25 hace una clasificación de las salidas en función de sus dimensiones, y adjudica cierto número máximo de pasajeros a cada par de salidas de cada tipo (se asume que el avión es simétrico, no obstante, las salidas no tienen por qué estar enfrentadas a ambos lados del fuselaje).
- La JAR25 da una tabla con configuraciones de salidas recomendadas para distintos márgenes de capacidad y después especifica qué incremento de capacidad proporcionan distintos pares de salidas adicionales.

Tipo	Anchura mínima	Altura mínima	Radio max. de las esquinas	Altura max sobre el piso	Altura max. sobre el ala	Asientos de pasajeros*
<b>A (nivel suelo)</b>	42 in (107cm)	72 in (183cm)	7 in (18cm)	0	-	110
<b>B (nivel suelo)</b>	32 in (81 cm)	72 in (183cm)	6 in (15cm)	0	-	75
<b>C (nivel suelo)</b>	30 in (76cm)	48 in (122cm)	10 in (25.4cm)	0	-	55
<b>I (nivel suelo)</b>	24 in (61cm)	48 in (122cm)	8 in (20.3cm)	0	-	45
<b>II</b>	Nivel suelo	20 in (51cm)	44 in (112cm)	7 in (18cm)	0	40
	Sobre el ala				10 in	
<b>III</b>	-	20 in (51cm)	36 in (91cm)	7 in (18cm)	20 in	35
	Sobre el ala				-	
<b>IV (Sobre ala con esc.)</b>	19 in (48 cm)	26 in (66cm)	6.3 (16cm)	29 in	36 in	9
<b>Ventral</b>	(A través de mampara posterior y parte baja) Igual capacidad de evacuación que Tipo I					
<b>Tail cone</b>	(A través de mampara posterior cono de cola)					

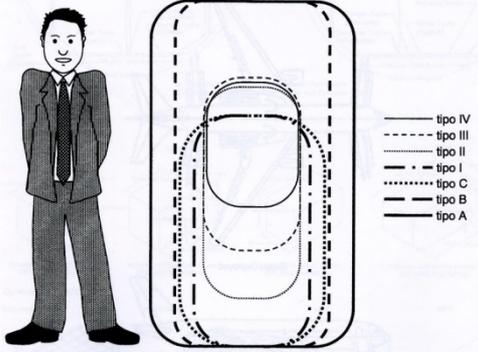


Tabla 1: Clasificación de las puertas de emergencia según FAR25

Accesos de pasajeros, mercancías, equipajes y servicios.

- Importancia de una buena distribución de accesos para dar rapidez y seguridad en los servicios en tierra.
- Puertas para la carga de la bodega de un tamaño suficiente.
- Intentar optimizar la distribución para reducir tiempos en tierra.

## 5.6. Dimensionado de cabina y fuselaje

El dimensionado inicial de anchuras y longitudes de cabina y fuselaje se realizan en base al número de pasajeros y a la información disponible de aviones semejantes.

→ Anchura de cabina ( $a_c$ )

$$a_c = (N^\circ \text{ asientos por fila}) \cdot (\text{anchura asientos}) + (N^\circ \text{ apoyabrazos}) \cdot (\text{anchura apoyabrazos}) + (N^\circ \text{ pasillos}) \cdot (\text{anchura pasillos}) + (10 \text{ ó } 20 \text{ cm de margen})$$

Hay que tener cuidado al contar los apoyabrazos, pues entre dos asientos, el apoyabrazo es único (2 asientos → 3 apoyabrazos). El margen se deja como holgura entre asiento y pared.

Dimensionado rápido:  $a_c = (n^\circ \text{ asientos} + n^\circ \text{ pasillos}) \cdot 0.5m + (0.1 \rightarrow 0.2m \text{ de margen})$

→ Anchura del fuselaje ( $a_f$ ) Se tienen tres modelos de estimación que lo que hacen es incrementar la anchura de la cabina por la cuaderna, el revestimiento, el aislamiento térmico, los paneles de decoración...

$$\begin{cases} a_f = a_c + (10 \rightarrow 50 \text{ cm}) \\ a_f = a_c (1 + \alpha) \\ a_f = a_c + (0.02a_c + 1 \text{ inch}) \end{cases}$$

→ Longitud de cabina de pasajeros

$$l_c = \left( \frac{N^{\circ} \text{ total pasajeros}}{N^{\circ} \text{ asientos por fila}} \cdot \text{paso filas} \right) \cdot k_{lc}$$

$k_{lc} \sim 1.1 \rightarrow 1.35$ : (huecos para galleys, aseos... se estima con aviones semejantes) Incremento un 20%-35% según tipo de avión (20% aviones pequeños y corto alcance y 30%-35% para grandes y largo alcance)

→ Longitud del fuselaje

$$l_f \approx l_c + (a_f \cdot k_{lf}) \quad k_{lf} = \frac{l_f - l_c}{b_f} \approx 4$$

Incremento un número de diámetros de fuselaje (2 → 4) analizando aviones semejantes

→ Volumen de bodegas

$$V_B = k_B \cdot l_f \cdot a_f^2$$

- $k_B$  de aviones semejantes
- A semejo el fuselaje (las bodegas) a un cilindro

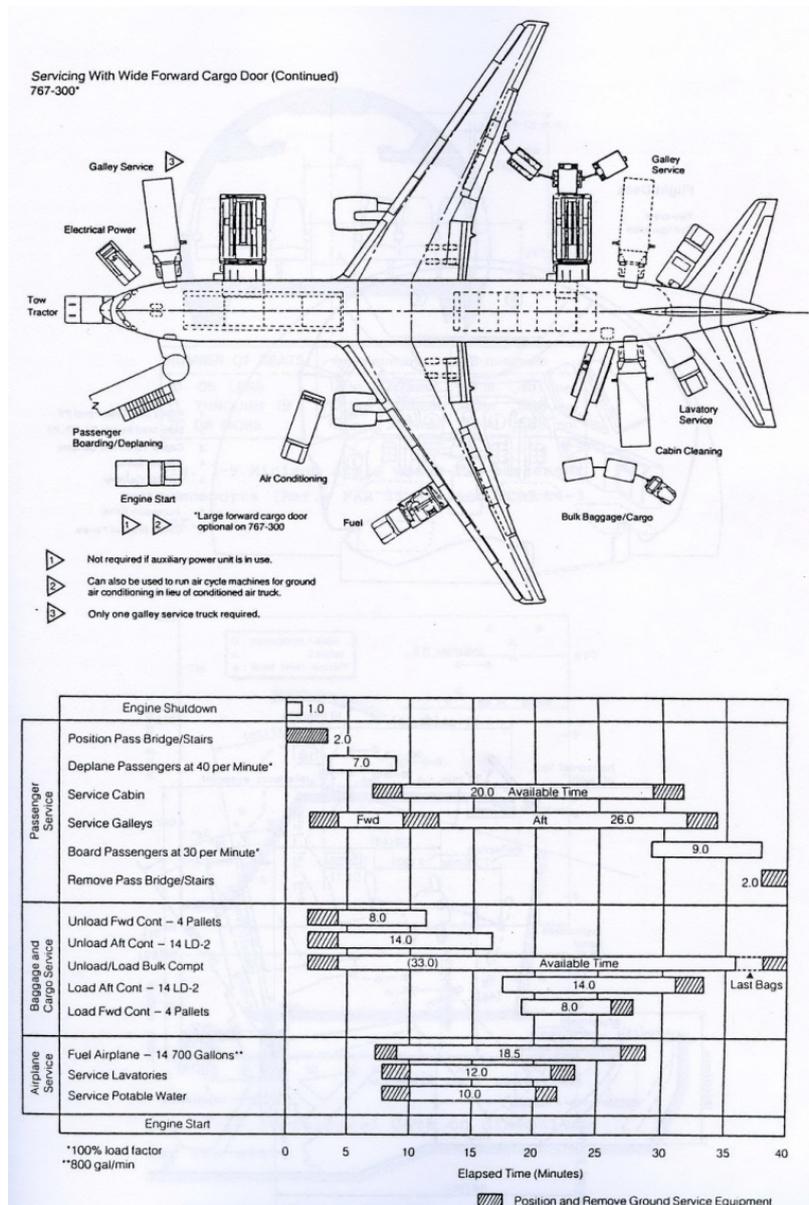


Figura 23

# 6. Polar del avión

## 6.1. Introducción

La polar es la función que liga el coeficiente de resistencia con el coeficiente de sustentación, y en la que, en general intervienen otros parámetros como  $M$ ,  $Re$  o la configuración.

$$c_D = c_D(c_L, M, Re, config)$$

## 6.2. Polar parabólica

Se comprueba que, en configuración de crucero, y para los valores típicos de  $c_L$  en dicha configuración (que suelen estar entre 0.3 y 0.6), la polar puede aproximarse muy bien mediante una función parabólica de  $c_L$  de la forma:

$$c_D = c_{D0} + c_{Di} = c_{D0} + k \cdot c_L^2 = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi A \varphi}$$

$$\left\{ \begin{array}{l} c_{D0} \equiv \text{coeficiente de resistencia sin sustentación} \\ k \equiv \text{parámetro de resistencia inducida unitaria} \\ A = b^2/S_w = b^2/b \cdot CMG \equiv \text{Alargamiento alar} \\ \varphi \equiv \text{factor de eficiencia aerodinámica} \end{array} \right.$$

- ➔ Una polar genérica tiene la forma  $c_D = a + bc_L + cc_L^2$  solo que nosotros trabajaremos con la simplificación explicada anteriormente ( $c_D = a + cc_L^2$ ).
- ➔ El  $c_{Lopt}$  de vuelo se obtiene trazando una tangente a la curva polar desde el origen de coordenadas (Figura 24).
- ➔ El diseño de un avión se hace en torno al punto mínimo de la curva.
- ➔ Considerando vuelo de crucero: <sup>1</sup>

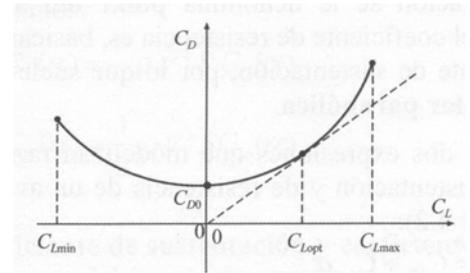


Figura 24: Coeficiente de resistencia de un avión en función del coeficiente de sustentación (Polar)

$$\left. \begin{array}{l} c_D = \frac{D}{1/2 \rho V^2 S_w} \\ c_L = \frac{W}{1/2 \rho V^2 S_w} = \frac{W/S_w}{\gamma/2 \rho M^2} \end{array} \right\} \rightarrow \frac{d}{dc_L} \left( \frac{c_D}{c_L} \right) = 0 = \frac{d}{dc_L} \left( \frac{c_{D0}}{c_L} + \frac{c_L}{\pi A \varphi} \right) \rightarrow -\frac{c_{D0}}{c_L^2} + \frac{1}{\pi A \varphi} = 0 \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} c_{Lopt} = \sqrt{c_{D0} \pi A \varphi} \\ c_D|_{c_{Lopt}} = 2c_{D0} \end{array} \right.$$

La eficiencia máxima es entonces:

$$E_{max} = \frac{c_{Lopt}}{c_D|_{c_{Lopt}}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi A \varphi}{c_{D0}}}$$

Si comparamos el modelo de polar parabólica que vamos a utilizar con la polar real del avión, a primera vista se observa una discrepancia importante: el  $c_{Dmin}$  no se alcanza para  $c_L = 0$  en la polar real. Los diseñadores buscarán que ese mínimo se alcance para un  $c_L$  próximo al de crucero. Por lo demás, la polar parabólica es una buena aproximación en vuelo de crucero, siempre que nos encontremos en  $c_L \in [0; 1 \rightarrow 1.5]$ . Valores típicos de los parámetros de la polar pueden ser  $c_D \approx 0.02$  y  $1/(\pi A \varphi) \approx 0.04$ .

<sup>1</sup>  $\rho V^2 = \rho M^2 a^2 = \rho M^2 \gamma RT = M^2 p \gamma$

Las contribuciones a la resistencia aerodinámica que se han de tener en cuenta son:

- ➔ Resistencia de fricción: Es la fundamental cuando no hay desprendimiento de la capa límite, y es más importante cuando ésta es turbulenta que cuando es laminar. En general puede suponer hasta un 50% de la resistencia total en un avión subsónico de transporte.
- ➔ Resistencia de presión: Tiene su origen en el desprendimiento de la capa límite, lo que provoca que no se cumpla la paradoja de D'Alembert (aún sin considerar la viscosidad). Es poco importante en comparación con la de fricción y la inducida. Un caso particular es la resistencia de base, debida al desprendimiento de la corriente en el cono de cola.
- ➔ Resistencia inducida: Inducida por la sustentación. Tiene dos términos aunque algunos autores sólo considera uno de ellos (supone en torno al 35% de la total)
  - Debido a la disminución del ángulo inducido como consecuencia de la aparición de una velocidad inducida hacia abajo por la estela de torbellinos.
  - Al modificarse  $L$  cambia la distribución de velocidades y por tanto el coeficiente de fricción del perfil: Al modificar  $c_L$  se modifica  $c_D$ .
- ➔ Resistencia parásita: En general, la resistencia parásita depende poco del coeficiente de sustentación, pero sí una cierta medida. Por ejemplo, la variación en la sustentación modifica la distribución de velocidades y con ella el coeficiente de fricción del perfil. Por otra parte, al aumentar  $\alpha$ , puede crecer la zona de desprendimiento en el perfil, y por tanto la resistencia de presión.  
Por esta razón, aunque algunos autores sólo consideran como resistencia inducida por la sustentación a la asociada a la velocidad inducida por la estela de torbellinos, en realidad hay una cierta contribución de resistencia parásita al coeficiente  $c_{Di} = c_L^2 / \pi A \varphi$ . El resto de la resistencia parásita se denomina resistencia sin sustentación y constituye  $c_{D0}$ .
- ➔ Resistencia de onda: Asociada a la aparición de zonas supersónicas en los perfiles. En aviones subsónicos bien diseñados ( $M < M_{DD}$ ) es muy pequeña.
- ➔ Resistencia de interferencia: Aparece por la modificación en el campo de velocidades de la corriente en torno a un cuerpo por efecto de otro próximo.

### 6.3. Determinación de los coeficientes de la polar parabólica

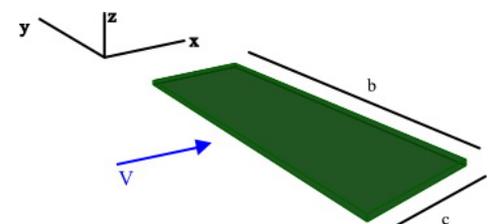
La forma más sencilla pero menos precisa de hacerlo es coger directamente valores típicos de aviones semejantes (Tabla 2). La alternativa es calcularlos.

	$c_{D0}$	$\varphi$
<b>High-subsonic jet aircraft</b>	0.014 - 0.020	0.75 - 0.85
<b>Large turbopropeller aircraft</b>	0.018 - 0.024	0.80 - 0.85
<b>Twin-engine piston aircraft</b>	0.022 - 0.028	0.75 - 0.80
<b>Small single engine aircraft retractable gear</b>	0.020 - 0.030	0.75 - 0.80
<b>Small single engine aircraft fixed gear</b>	0.025 - 0.040	0.65 - 0.75
<b>Agricultural aircraft (spray system removed)</b>	0.060	0.65 - 0.75
<b>Agricultural aircraft (spray system installed)</b>	0.070 - 0.080	0.65 - 0.75

Tabla 2: Coeficientes de la polar para diversos tipos de aeronaves

- ➔ Cálculo del término de resistencia sin sustentación ( $c_{D0}$ )

Contiene las partes no dependientes de  $c_L$  de la resistencia de fricción y de forma de los distintos elementos del avión, así como la contribución de las interacciones entre ellos. Se estima mediante la analogía de la placa plana; la



resistencia de fricción de una placa plana ( $b \gg c$  con  $V$  paralela a la cuerda) se puede calcular como:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{wet} c_f$$

- $S_{wet} = 2 \cdot b \cdot c$  : superficie mojada de la placa, esto es, el área de la placa en contacto con el aire (extradós e intradós)
- $c_f$  : Coeficiente de fricción medio; depende de los números de Mach y de Reynolds y del carácter laminar o turbulento de la capa límite. Para calcularlo se puede recurrir a la Figura 25 o bien utilizar las siguientes expresiones (Valores típicos de  $c_f$  pueden ser 0.003 ó 0.004):

- Régimen laminar:  $c_f = 1.328 Re^{-1/2}$

- Régimen turbulento:

$$c_f = 0.455 (\log Re)^{-2.58} (1 + 0.144 M^2)^{-0.65}$$

El  $Re$  empleado para el cálculo de  $c_f$  es el menor entre el de vuelo y el de corte:

- Reynolds de vuelo:  $Re = cV/\nu$

- Reynolds de corte: tiene en cuenta la rugosidad:  $Re_{cutoff} = 49(c/k)^{1.06}$  siendo  $k = 20 \mu m \rightarrow 25 \mu m$ .

El coeficiente de fricción correspondiente al régimen laminar es claramente menor que el de turbulento. Desgraciadamente, en la mayoría de los aviones el régimen laminar sólo se presenta cerca de los bordes de ataque del ala y de las superficies de cola, siendo la capa límite turbulenta en el resto de estas superficies y en prácticamente la totalidad del fuselaje.

Cuando en lugar de una placa plana se tiene un cuerpo con volumen, se corrige la expresión anterior multiplicando el  $c_f$  de la placa plana por un factor de forma que tiene en cuenta:

- Geometría del cuerpo y su influencia sobre el campo de velocidades (Las velocidades en extradós son mayores que en la placa plana fuera de la capa límite)
- Desprendimiento de la capa límite en la zona de salida.
- $S_{wet}$  del perfil por unidad de envergadura es en realidad mayor que  $2c$ .

Los valores usuales de  $FF$  están comprendidos entre 1 y 1.35.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{wet} c_f FF = \frac{1}{2} \rho V^2 (2bc) c_f FF$$

Para tener en cuenta el efecto de la interacción de otros cuerpos adyacentes, se multiplica por un factor de interferencia ( $FI$ ), con lo que la resistencia sin sustentación de un elemento cualquiera será:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{wet} c_f FF \cdot FI$$

Dicho factor ( $FI$ ) puede ser muy próximo a la unidad si se adoptan precauciones especiales, como carenar adecuadamente la unión ala-fuselaje. La resistencia sin sustentación del avión completo en crucero, y en esas condiciones de  $Re$  y  $M$  será:

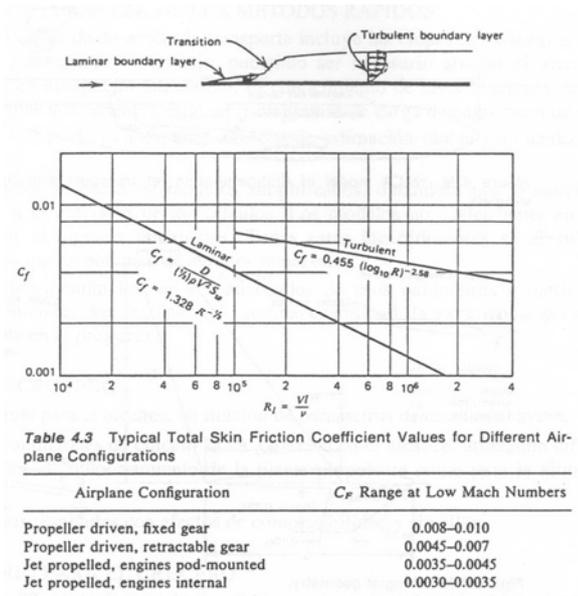


Figura 25: gráficas para la determinación de coeficiente de fricción

$$D = \sum_i \frac{1}{2} \rho V^2 S_{wet_i} c_{f_i} FF_i \cdot FI_i$$

Para obtener  $c_{D0}$  se divide por una superficie de referencia propia del avión, por ejemplo, la superficie alar  $S_w$ .

$$c_{D0} = \sum_i c_{f_i} \frac{S_{wet_i}}{S_w} FF_i \cdot FI_i$$

Un valor típico de  $c_{D0}$  puede estar en torno a 0.020, y la contribución a este valor de los diversos elementos se reparte entre un 50% para las alas, un 40% para el fuselaje y las góndolas y el resto (10%) es debido a la cola. A la vista de la enorme contribución a este término del ala, interesará reducir el área en planta tanto como sea posible, lo que conduce a que la configuración óptima es la que tiene cara alar máxima.

→ Cálculo del término de resistencia inducida ( $c_{Di}$ ).

Cuando la sustentación del avión no es nula, aparece una resistencia adicional. Dicha resistencia tiene dos contribuciones principales: una debida a la variación de la fricción sobre las superficies como consecuencia de la modificación del campo de velocidades que la generación de sustentación induce, y otra procedente de los torbellinos del borde marginal del ala. Conviene tener en cuenta que algunos autores, al hablar de resistencia inducida por la sustentación quieren referirse exclusivamente a esta última. Una condición adicional, pequeña en la mayoría de los casos, procede del reparto de la sustentación entre el ala y el estabilizador horizontal, reparto obligado para conseguir el equilibrio del momento de cabeceo, por lo que a esta contribución se le denomina resistencia de equilibrado. Se habla entonces de polar no equilibrada (simplificación consistente en suponer que la cola no sustenta), y de polar equilibrada (La cola sustenta lo necesario para volar en equilibrio de momentos de cabeceo).

- Las contribuciones que son achacables a la estela turbillonaria se estiman a partir del valor de  $c_{Di}$  para un ala con sustentación elíptica corregido con el parámetro de Oswald:

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

El factor de Oswald suele tener un valor próximo a la unidad.  $e=1$  corresponde a un ala con distribución de sustentación elíptica, que minimiza la resistencia inducida.

- Las que tienen origen en la resistencia de fricción y de presión, pueden calcularse a partir de la polar de los perfiles:  $c_d = c_{d0} + k_p c_l^2$ , integrando el sumando  $k_p c_l^2$  a lo largo de la envergadura (el sumando  $c_{d0}$  ya ha sido tenido en cuenta implícitamente en el cálculo del  $c_{D0}$  del avión completo):

$$\bar{k}_p c_L^2 = \frac{1}{S_w} \int_{-b/2}^{b/2} k_p c_l^2 \cdot dy$$

Queda finalmente  $c_{Di} = \bar{k}_p c_L^2 + \frac{c_L^2}{\pi A e} = \frac{c_L^2}{\pi A \phi}$ , donde el parámetro de eficiencia  $\phi$  agrupa ambos términos.

## 6.4. Efectos de compresibilidad

Para bajos números de Mach,  $c_D$  depende muy poco de  $M$ , pero cuando para una cierta velocidad de vuelo (subsónica) se alcanza  $M=1$  en algún punto del extradós del ala,  $c_D$  empieza a crecer rápidamente con  $M$ . Es lo que se denomina divergencia de la resistencia. Dos criterios para determinarla:

→ Que se alcance  $\frac{\partial c_D}{\partial M} = 0.1$

→ Que se produzca un  $\Delta c_D = 0.0020$  respecto de  $c_D$  ( $M \ll 1$ ). (20 unidades de cuenta).

Para volar a números de Mach próximos a la unidad sin llegar a alcanzar el Mach de divergencia se recurre al empleo de perfiles aerodinámicos supercríticos, flecha en el ala y reducción del espesor relativo de los perfiles.

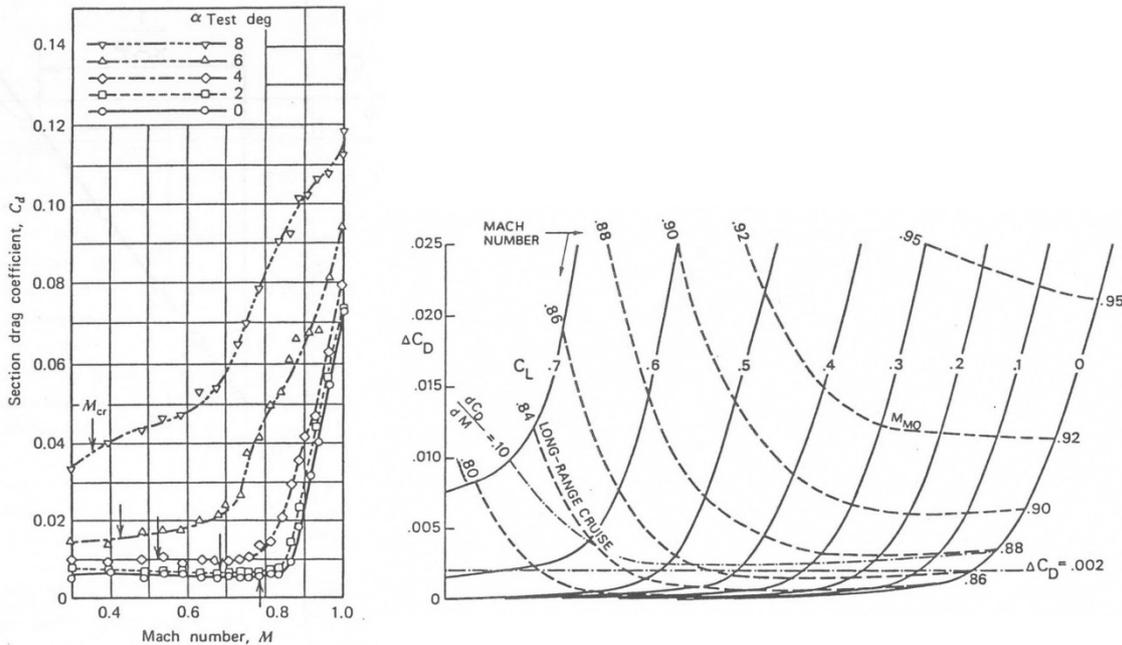


Figura 26: (Izquierda) Variación del coeficiente de resistencia con el número de Mach y del ángulo de ataque. (Derecha) Gráfica para la determinación del Mach de divergencia.

### 6.5. Reducción de la resistencia aerodinámica

Las dos componentes más importantes de la resistencia aerodinámica son la de fricción y la inducida, por lo que es muy importante el esfuerzo que se hace para disminuirlas.

→ Reducción de la resistencia de fricción: La capa límite pasa de laminar a turbulenta si el Reynolds basado en el espesor de capa límite sobrepasa un cierto valor, y por perturbaciones tridimensionales. Una capa límite turbulenta es capaz de retrasar su desprendimiento debido a que las partículas fluidas que la componen cuentan con mayor cantidad de movimiento, no obstante, produce más resistencia de fricción que la capa límite laminar, por lo que se unas métodos para retrasar la transición tanto como sea posible

- Revestimientos con forma dentada que conducen el flujo en la pared según la dirección de la corriente incidente. Presenta problemas de contaminación de los canales; además, la dirección del flujo en la unión ala-fuselaje depende mucho de la condición de vuelo, por lo que no sería viable utilizar este tipo de revestimientos en esta zona.
- Diseño de perfiles que minimicen los gradientes de presión adversos que provocan la transición de la capa límite

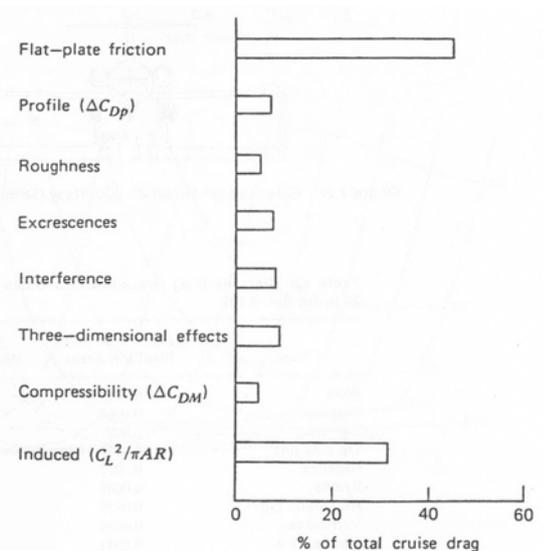


Figura 27: Relación de los tipos de resistencia, y su contribución a la total

- Succión de la capa límite para impedir que se produzca la transición a turbulento mediante la colocación de microrranuras que no permitan desarrollar los microtorbellinos que desencadenan el cambio de régimen.

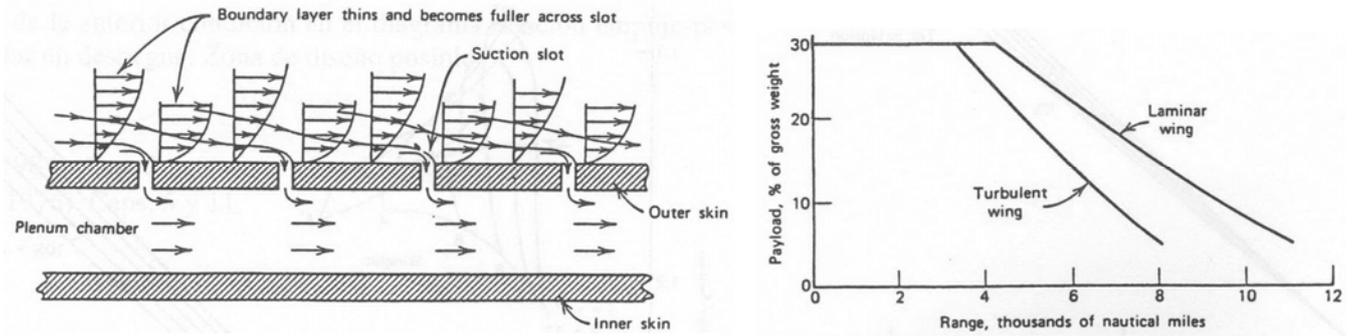


Figura 28: (Izquierda) Esquema del funcionamiento del método de succión de capa límite. (Derecha) Comparación de prestaciones de alas en régimen laminar y turbulento

➔ Reducción de la resistencia inducida: Reducir la resistencia de fricción es complicado, luego se intenta reducir la otra gran componente (inducida) mediante el empleo de aletas de borde marginal. Son dispositivos que producen una componente de sustentación que compensa la resistencia, no obstante, también aumenta en momento flector en el ala, luego habrá que construir el ala más pesad para contrarrestar este efecto. Es por eso que los winglets sólo son beneficiosos para aviones que realicen vuelos de largo alcance.

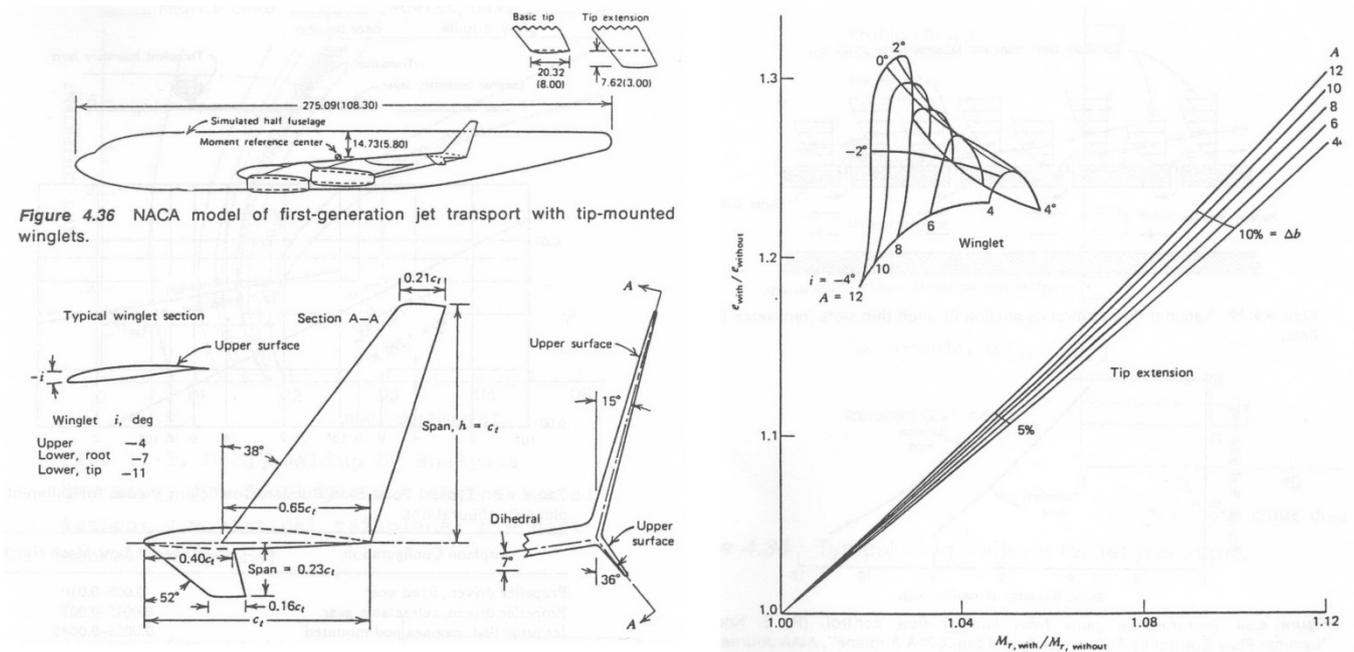


Figura 29: (Izquierda): Esquema con la geometría aproximada de un winglet. (Derecha) aumento del momento flector (abcisas) con el aumento del parámetro de eficiencia aerodinámica (ordenadas)

# 7. Actuaciones en vuelo horizontal

## 7.1. Introducción. Naturaleza de los métodos rápidos

El perfil de vuelo típico de un avión de transporte incluye las etapas de despegue, subida, crucero, descenso y aterrizaje, pudiendo ser necesario abortar el aterrizaje y esperar o ir a un aeropuerto alternativo. El conocimiento de las actuaciones del avión en las distintas etapas nos permitirá establecer diagramas de carga de pago-radio de acción.

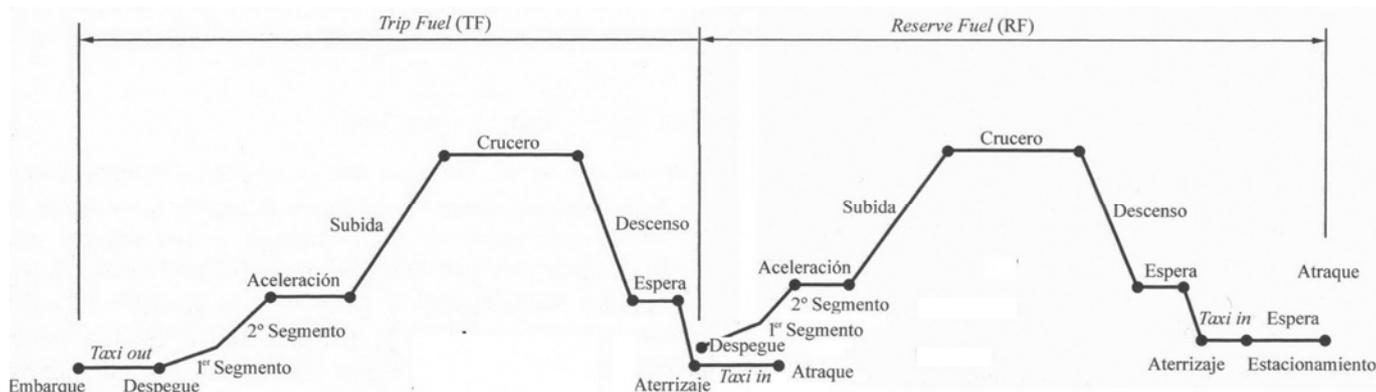


Figura 30: Perfil de vuelo con contingencia en la aproximación que obliga a aterrizar en el aeropuerto alternativo

Los métodos rápidos se basan en modelos simplificados, optándose por la sencillez de aplicación frente a la precisión de los cálculos. Los modelos no suelen tener en cuenta detalles del avión ni algunos fenómenos; todas estas incertidumbres se absorben en factores numéricos que se obtienen de aviones semejantes.

Fase del diseño	Precisión requerida	Tiempo necesario	Coste	Métodos
Conceptual	Aproximada $\pm 10\%$	Insignificante	Insignificante	Manuales y calculadora
Preliminar	Buena $\pm 5\%$	Rápido	Bajo	Semiempíricos
Detallado	Alta $\pm 0.5\% - \pm 1\%$	Razonable	Moderado	Análisis completo

Tabla 3: Métodos de estimación según las fases de diseño

## 7.2. Condiciones de crucero

Ecuación de Breguet para el alcance, en función de parámetros de diseño del avión.

$$\left\{ \begin{array}{l} \bullet R = \int_{t_i}^{t_f} V \cdot dt \\ \bullet \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} -\frac{dW}{dt} = c_J g T \quad \text{para turbofan} \\ -\frac{dW}{dt} = c_P g P_m \quad \text{para turbohélice} \end{array} \right. \end{array} \right. \quad \text{donde: } \left\{ \begin{array}{l} c_J : \text{Consumo específico del turbofán} \\ c_P : \text{Consumo específico del turbohélice} \\ T : \text{Empuje} \\ P_m = TV / \eta_p \\ \eta_p = \text{Rendimiento propulsivo } (\eta_p = 0.8 \rightarrow 0.85) \end{array} \right. \quad 2$$

El siguiente análisis se efectuará para un avión turbofan (se puede hacer un desarrollo análogo para un avión turbohélice).

<sup>2</sup> Hay que prestar atención a cómo se define el consumo específico y, por tanto, en qué unidades va expresado. Tomando las expresiones anteriores y sustituyendo valores expresados en el S.I. (pesos en Newtons, empuje en Newtons y potencia en Watios), las unidades son  $c_J = [s/m]$  y  $c_P = [(s/m)^2]$

Hay que tener presente que el número de motores no influye en la ecuación del alcance, en la autonomía, o en el diagrama PL-R, sólo influye el empuje (Independientemente que se consiga con 2 o 4 motores).

$$R = \int_0^R ds = \int_{t_i}^{t_f} V dt = \frac{\dot{m} \frac{dW}{dt} \frac{1}{gT}}{c_J} \rightarrow - \int_{W_i}^{W_f} V \frac{dW}{c_J g T} = \int_{W_i}^{W_f} V \frac{1}{c_J g} \frac{dW}{W} \frac{W}{T} = \xrightarrow{\substack{L=W \\ T=D}} \int_{W_i}^{W_f} V \frac{1}{c_J g} \frac{c_L}{c_D} \frac{dW}{W} = \frac{V}{c_J g} \frac{c_L}{c_D} \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right)$$

Valores medios

$$R = K \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) \quad 3$$

Donde  $K$  es el parámetro de alcance de Breguet.  $K = (VL)/(gc_J D)$

### 7.3. Optimización de la $K$ de Breguet

Para obtener las condiciones de crucero se va a maximizar el alcance utilizando diferentes hipótesis tanto para el comportamiento de la planta propulsora como para la altitud y el Mach de vuelo.

$$R = K \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) \rightarrow R_{\max} \Leftrightarrow K_{\max} \quad \begin{cases} V = M \cdot a \xrightarrow{\substack{a = \sqrt{\gamma RT} \\ a_0 = \sqrt{\gamma RT_0} \rightarrow a = a_0 \sqrt{\theta}}} V = M \cdot a_0 \sqrt{\theta} \\ c_J = c_{Jref} \left( \frac{M}{M_{ref}} \right)^\beta \end{cases}$$

$$K = \frac{V}{gc_J c_D} = \frac{a_0 M \sqrt{\theta}}{gc_{Jref}} \frac{c_L}{c_D} \left( \frac{M_{ref}}{M} \right)^\beta = \frac{a_0 \sqrt{\theta}}{gc_{Jref}} M^\beta \left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)$$

Para una altura dada,  $\theta = cte$ , con lo que

$$K \propto M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D}. \text{ Para optimizar este parámetro se utiliza: } K_{\max} \Leftrightarrow \left( M^{1-\beta} \frac{L}{D} \right)_{\max} \Leftrightarrow \left( M^{\beta-1} \frac{D}{L} \right)_{\min}$$

optimización de este parámetro conduce a:  $c_L|_{k \max} = \sqrt{\frac{1+\beta}{3-\beta}} c_{Lopt}$  siendo  $c_{Lopt} = \sqrt{c_{D0} \pi A \varphi}$  el valor de máxima eficiencia aerodinámica. Desarrollo:

$$\left[ \frac{D}{L} = \frac{c_D}{c_L} = \frac{c_{D0}}{c_L} + \frac{c_L}{\pi A \varphi}; \quad c_L = \frac{W/S_w}{1/2 \rho V^2} = \frac{W/S_w}{\gamma/2 p M^2}; \quad \frac{\partial c_L}{\partial M} = -2 \frac{W/S_w}{\gamma/2 p M^2} \frac{1}{M} = -2 \frac{c_L}{M} \right]$$

$$\rightarrow \frac{\partial}{\partial M} \left( M^{\beta-1} \frac{D}{L} \right) = M^{\beta-1} \frac{\partial}{\partial M} \left( \frac{D}{L} \right) + \frac{D}{L} \frac{\partial}{\partial M} (M^{1-\beta}) = 0$$

- $\frac{\partial}{\partial M} (M^{1-\beta}) = (\beta-1) M^{\beta-2}$
- $\frac{\partial}{\partial M} \left( \frac{D}{L} \right) = \frac{\partial}{\partial M} \left( \frac{c_{D0}}{c_L} \right) + \frac{\partial}{\partial M} \left( \frac{c_L}{\pi A \varphi} \right) = \frac{\partial}{\partial c_L} \left( \frac{c_{D0}}{c_L} \right) \frac{\partial c_L}{\partial M} + \frac{\partial}{\partial M} \left( \frac{c_L}{\pi A \varphi} \right) = \left( -\frac{c_{D0}}{c_L^2} \right) \left( -2 \frac{c_L}{M} \right) + \frac{1}{\pi A \varphi} \left( -2 \frac{c_L}{M} \right)$

<sup>3</sup> Obviamente, en la ecuación de equilibrio  $W = 1/2 \rho U_\infty^2 S_w c_L$  hay 3 parámetros que podemos variar a lo largo del recorrido para cumplirla ( $U_\infty, \rho, c_L$ ). Pero en problemas no nos preocuparemos de eso. Cogemos la  $K$  de Breguet sin preocuparnos de cómo se ha obtenido (O como mucho, usaremos un valor medio de  $(U_\infty L)/(gc_J D)$ ) y punto. Obviamente es cierto que en la realidad podemos considerar infinitas leyes de pilotaje, en las que podemos cambiar 2 parámetros, y el 3º vendrá dado por la ecuación de equilibrio. Para mantener  $c_L$  y  $U_\infty^2$  constantes, como  $W$  va disminuyendo,  $\rho$  también debe disminuir (aumentar la altura)

$$\rightarrow 0 = M^{\beta-2} (\beta-1) \left( \frac{c_{D0}}{c_L} + \frac{c_L}{\pi A \varphi} \right) + M^{\beta-1} \left( -\frac{c_{D0}}{c_L^2} + \frac{1}{\pi A \varphi} \right) \left( -2 \frac{c_L}{M} \right) = M^{\beta-2} \left\{ (\beta-1+2) \frac{c_{D0}}{c_L} + (\beta-1-2) \frac{c_L}{\pi A \varphi} \right\}$$

$$\rightarrow (\beta+1) \frac{c_{D0}}{c_L} + (\beta-3) \frac{c_L}{\pi A \varphi} = 0 \rightarrow \boxed{c_L|_{K_{\max}} = \sqrt{\frac{1+\beta}{3-\beta}} c_{D0} \pi A \varphi = \sqrt{\frac{1+\beta}{3-\beta}} c_{Lopt}}$$

De la expresión  $L=W$  se obtiene  $M|_{K_{\max}} = \sqrt[4]{\frac{3-\beta}{1+\beta}} M|_{c_{Lopt}}$  siendo  $M|_{c_{Lopt}} = \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{2W/S_w}{\gamma p_0 c_{Lopt}}}$  el Mach de vuelo correspondiente al vuelo con  $c_{Lopt}$ :

$$\left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{K_{\max}} = \left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{\max} = \left[ \sqrt[4]{\frac{3-\beta}{1+\beta}} M|_{c_{Lopt}} \right]^{1-\beta} \frac{\left( \frac{3-\beta}{1+\beta} \right)^{\frac{-1}{2}} c_{Lopt}}{c_{D0} + \frac{\left( \frac{1+\beta}{3-\beta} \right)^{c_{Lopt}}}{\pi A \varphi}} = \frac{3-\beta}{2} \left( \frac{3-\beta}{1+\beta} \right)^{\frac{1-\beta}{4}} \left( \frac{3-\beta}{1+\beta} \right)^{\frac{-1}{2}} \frac{c_{Lopt}}{2c_{D0}} M|_{c_{Lopt}}^{1-\beta}$$

$$\Rightarrow \boxed{\left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{K_{\max}} = \frac{3-\beta}{2} \left( \frac{3-\beta}{1+\beta} \right)^{\frac{-\beta-1}{4}} \left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{c_{Lopt}}}$$

- En la mecánica del vuelo clásica, se considera  $\beta = 0$ :

$$\left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{K_{\max}, \beta=0} = 1.1398 \left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{c_{Lopt}} ; c_L|_{K_{\max}, \beta=0} = \frac{1}{\sqrt{3}} c_{Lopt} ; M|_{K_{\max}, \beta=0} = \sqrt[4]{3} M_{c_{Lopt}} = 1.316 M_{c_{Lopt}}$$

- La aproximación más realista para un turbofan, corresponde a  $\beta = 0.5$ :

$$\left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{K_{\max}, \beta=0.5} = 1.0321 \left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{c_{Lopt}} ; c_L|_{K_{\max}, \beta=0.5} = \sqrt{\frac{3}{5}} c_{Lopt} ; M|_{K_{\max}, \beta=0.5} = \sqrt[4]{\frac{5}{3}} M_{c_{Lopt}} = 1.136 M_{c_{Lopt}}$$

- Para un turborreactor, tomaremos  $\beta = 1$

Por tanto, si calculamos  $K_{\max}$  con el criterio de la mecánica del vuelo tradicional, estamos obteniendo un valor demasiado optimista, que además se consigue volando a un  $M$  mayor que el que logra  $K_{\max}$  para  $\beta = 0.5$ . Y obviamente, si encima de que  $K_{\max, \beta=0.5} < K_{\max, \beta=0}$ , volamos a  $M_{\max, \beta=0.5} < M_{\max, \beta=0}$ , ni siquiera estaremos logrando  $K_{\max, \beta=0.5}$ ,

sino que:  $M|_{K_{\max}, \beta=0}^{1-0.5} \frac{c_L|_{K_{\max}, \beta=0}}{c_D|_{K_{\max}, \beta=0}} < \left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{K_{\max}, \beta=0.5}$  Por otra parte

$$K_{\max} = \frac{a_0 M_{ref}^\beta}{c_{Jref} g} \sqrt{\theta} \frac{3-\beta}{2} \left( \frac{3-\beta}{1+\beta} \right)^{\frac{-\beta-1}{4}} \left( \frac{1}{\sqrt{\delta}} \sqrt{\frac{2W/S_w}{\gamma p_0 c_{Lopt}}} \right)^{1-\beta} \frac{c_{Lopt}}{2c_{D0}}$$

Es decir, una vez fijados  $c_L$  y  $M$  óptimos para cada altura:

$$K_{\max} \propto \theta^{1/2} \delta^{(-1+\beta)/2} = (\theta \delta^{-1+\beta})^{1/2} \xrightarrow{\delta = \theta^{g/R_g \alpha} \xrightarrow{\beta=0.5} \delta = \dots = \theta \left( \frac{1-g}{2R_g \alpha} \right)} K_{\max} \propto \theta^{\frac{1}{2} \left( -1 - \frac{g}{2R_g \alpha} \right)} = \frac{1}{\theta^{0.813}} ; \uparrow h \Rightarrow \theta \downarrow \Rightarrow \uparrow K_{\max}$$

Es decir, que la  $K_{\max}$  de las máximas se da para la máxima altura (hasta llegar a la tropopausa)

Por ejemplo, consideremos el caso de un avión que debe transportar una determinada carga de pago a una determinada distancia. Si tratamos de conseguir  $E_{\max}$ , según la teoría clásica ( $\beta=0$ ) volaríamos a  $1.316M_{opt}$ ,

que daría una mejora del 13% en el parámetro  $\left(\frac{M}{M_{opt}}\right)^{1-\beta} \frac{c_L/c_D}{c_L/c_D|_{opt}}$  (respecto a la curva real ( $\beta=0.5$ )).

Sustituyendo en las fórmulas de Breguet los valores necesarios para estas condiciones, obtendríamos que necesitamos menos combustible del que en realidad haría falta, ya que estamos volando con  $\beta=0.5$  y la mejora del parámetro es del 3% solo.

Sobre la gráfica, estaríamos sobre el punto B, cuando hemos hecho los cálculos pensando que nos encontrábamos en el punto A. Al dar el M correspondiente a  $\beta=0$ , estamos dando una eficiencia menor que la que es máxima en la curva  $\beta=0.5$ .

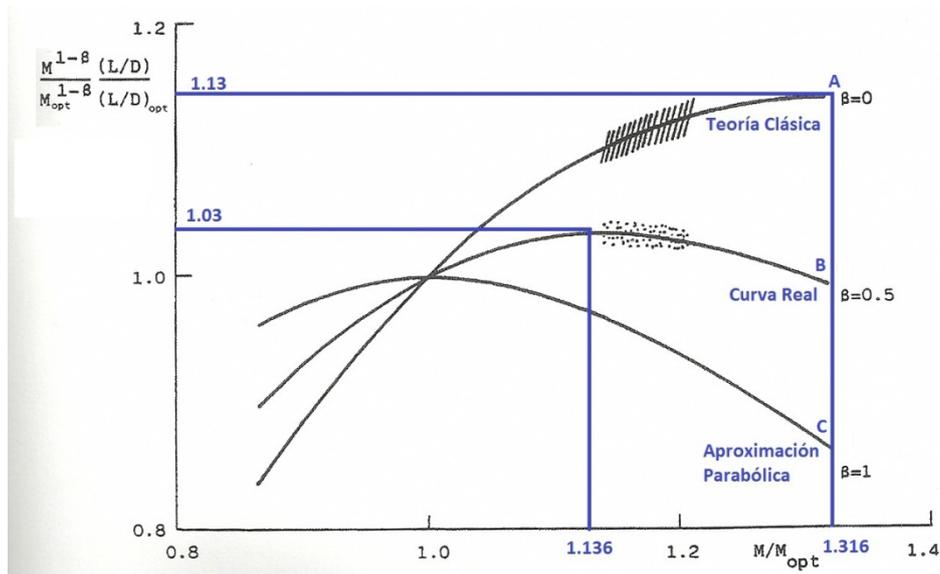


Figura 31: Parámetro de alcance adimensional, frente a el número de Mach, para tres valores de  $\beta$ .

Para el caso de un avión turbohélice, los razonamientos hechos para la velocidad no son ciertos, y si los que nos apunta la teoría clásica, pues el único efecto es el de la resistencia aerodinámica

$$R = \int_{t_i}^{t_f} V dt \xrightarrow{dt = \frac{dW}{c_p g P_m} = \frac{dW}{c_p g TV} \eta_p} R = - \int_{W_i}^{W_f} \frac{dW}{c_p g T} \eta_p = - \int_{W_i}^{W_f} \frac{L}{c_p g D} \eta_p \frac{dW}{L} \rightarrow R = \underbrace{\frac{\eta_p}{g} \frac{c_L}{c_D}}_K \ln \frac{W_i}{W_f}$$

$K_{\max}$  se obtiene para  $c_{Lopt}$  y  $M_{c_{Lopt}}$

→ Curvas de nivel

Las curvas  $M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} = cte$  se denominan curvas de nivel, para representarlas, despejamos el Mach:

$$M = \left( cte \frac{c_D}{c_L} \right)^{\frac{1}{1-\beta}} = cte \left( \frac{c_{D0}}{c_L} + \frac{c_L}{\pi A \varphi} \right)^{\frac{1}{1-\beta}} \quad \text{para } \beta = 0.5 \rightarrow M = cte \left( \frac{c_{D0}}{c_L} + \frac{c_L}{\pi A \varphi} \right)^2$$

Estas curvas alcanzan su mínimo para  $c_D/c_L$  mínimo, o sea, en  $c_{Lopt}$ . Los puntos de las mismas que representan situaciones de vuelo posibles (para la  $h$  y el peso medio  $W$  considerados) serán los de corte con la ligadura  $M = \sqrt{(2W)/(\gamma p S_w c_L)} \propto c_L^{-1/2}$ . La curva de nivel correspondiente a  $M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} = \left( M^{1-\beta} \frac{c_L}{c_D} \right)_{max}$  será cortada por  $M = \sqrt{(2W)/(\gamma p S_w c_L)}$  en un único punto

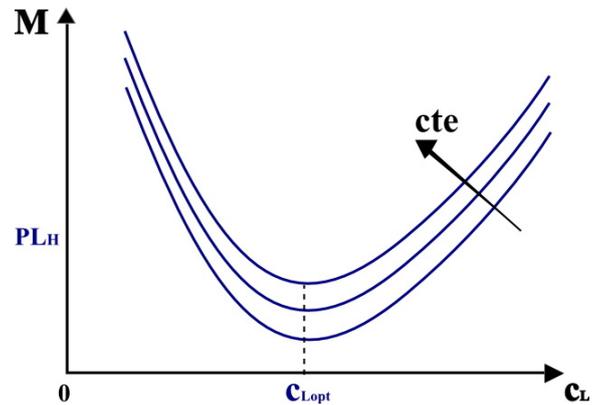


Figura 32: Esquema de las curvas de nivel. Se aprecia que todas ellas alcanzan el mínimo para  $c_{Lopt}$

correspondiente a  $\sqrt{\frac{1+\beta}{3-\beta}} c_{Lopt}$  según lo obtenido en la optimización anterior. En realidad, debido a los efectos de compresibilidad, las curvas de nivel se cierran. En el caso de no considerar efectos de compresibilidad, no existen límites para el valor de  $\eta \frac{c_L}{c_D}$ , y se podría obtener cualquier alcance deseado aumentando  $M$ .

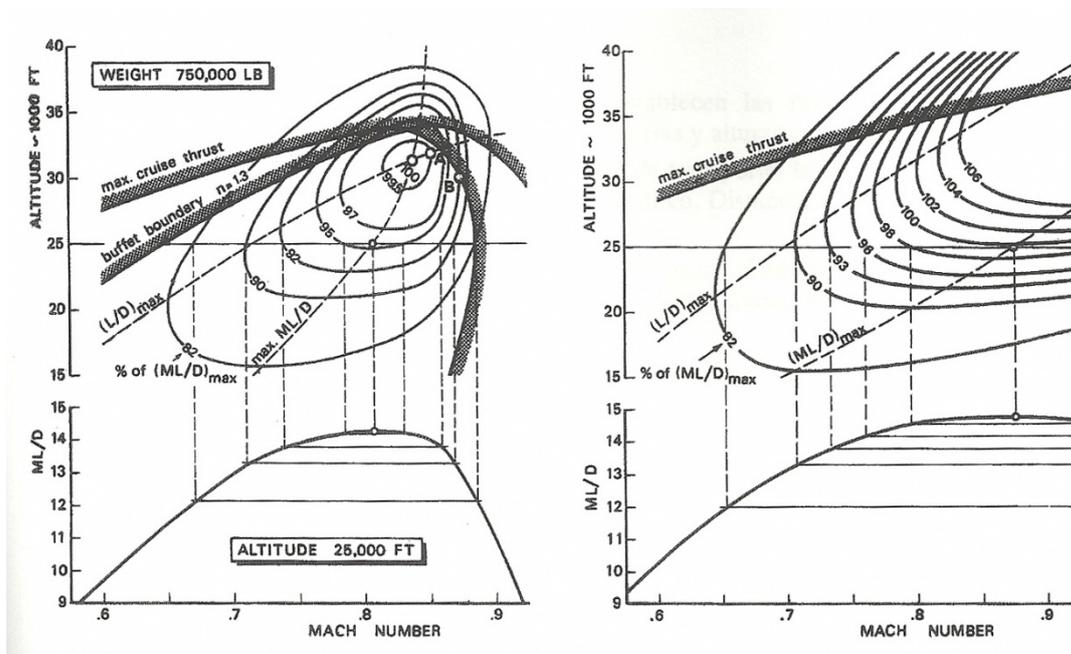


Figura 33: (Izquierda) Curvas de nivel considerando efectos de compresibilidad en la resistencia (Derecha) Sin efectos de compresibilidad <sup>4</sup>

Las curvas de nivel son únicas para cada avión. Vamos a explicar las curvas que aparecen en la Figura 34:

- (I) Lugar geométrico de los puntos de tangente vertical a una curva de nivel. Si volásemos a  $M=cte$ , el  $c_L$  al que se debería volar para obtener el máximo alcance nos lo proporciona el punto de tangente vertical a la curva de nivel para ese valor de  $M$ .

Fijada la curva de nivel, nos indica dónde tenemos que volar:

$$c_L = \frac{W/S_w}{\frac{\gamma}{2} p M^2} \rightarrow p = \frac{W/S_w}{\frac{\gamma}{2} c_L M^2} = p(h)$$

<sup>4</sup> Nótese que los ejes  $c_L$ - $M$  se pueden sustituir por unos  $M$ - $h$ , pues fijados  $M$  y  $c_L$ , se puede determinar  $h$  con  $M = \sqrt{(2W/S_w)/(\gamma p_0 c_L \delta)} \Rightarrow \delta \Rightarrow h$

En un instante determinado,  $W/S_w = cte$ , luego las curvas de  $p = cte$  son las de  $c_L M^2 = cte$ . En el punto en que estas curvas sean tangentes a las curvas de nivel, tenemos la mayor aproximación al óptimo.

- (II) Lugar geométrico de los puntos de tangente horizontal a las curvas de nivel. Proporciona el Mach al que hay que volar para un  $c_L$  dado de forma que nos encontremos lo más próximo posible al alcance óptimo.
- (III) Lugar geométrico de los puntos que dan el alcance óptimo con  $h = cte$ .
- (IV) Lugar geométrico de las tangentes a las curvas de nivel para las que  $c_L M^2 = cte$ .

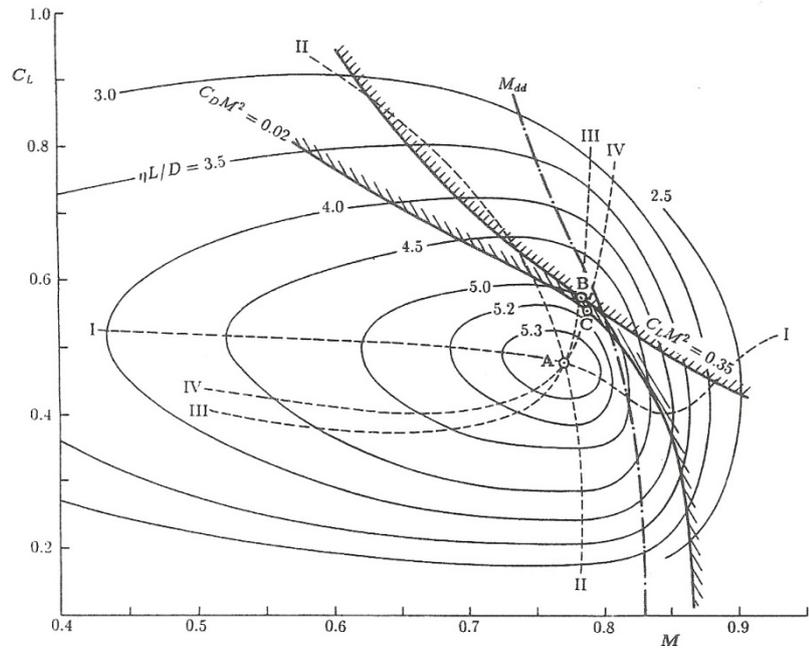


Figura 34

$$\text{Vuelo de crucero: } T = D \rightarrow c_D = \frac{T}{1/2 \rho V^2 S_w} = \frac{T}{\gamma/2 p M^2 S_w} \quad \text{Si } c_L M^2 = cte \Rightarrow \frac{T}{p} = cte \text{ ó } \frac{T}{p/p_0} = cte$$

lo que corresponde a una situación de palanca de gases en posición fija.

### 7.4. Empuje necesario para el crucero

La ley del equilibrio de fuerzas en sentido horizontal en crucero se va a expresar en función de los parámetros de diseño del avión, especificaciones iniciales y datos de aviones semejantes. Se representará la anterior condición en el diagrama empuje-peso al despegue frente a carga alar en despegue, obteniendo la zona de diseño posible.

Para el vuelo de crucero:

$$\left. \begin{matrix} L = W \\ T = D \end{matrix} \right\} \rightarrow \frac{T}{W} = \frac{D}{L} = \frac{c_D}{c_L} = \frac{c_{D0}}{c_L} + \frac{c_L}{\pi A \phi} \underset{c_L = \frac{2W}{\rho V^2 S_w}}{=} \frac{c_{D0} \rho V^2}{2W/S_w} + \frac{2W}{\pi A \phi \rho V^2 S_w}; \quad \frac{T}{W} = \frac{T}{T_{TO}} \frac{T_{TO}}{W_{TO}} \frac{W_{TO}}{W} = \frac{W_{TO}}{W} \left( \frac{c_{D0} \rho V^2}{W_{TO}/S_w} + \frac{2c_L W^2/W_{TO}}{\pi A \phi \rho V^2 S_w} \right)$$

$$\Rightarrow \frac{T}{W} \Big|_{TO} = \frac{T_{TO}}{T} \left( \frac{c_{D0} \rho V^2}{W_{TO}/S_w} + \frac{2c_L W_{TO}/S_w}{\pi A \phi \rho V^2} \left( \frac{W}{W_{TO}} \right)^2 \right)$$

- $T_{TO}/T$  se obtiene de aviones semejantes, y lo normal es que sea del orden de 4 ó 5
- $W/W_{TO}$  habrá que tomar el valor más desfavorable, es decir, en el crucero inmediatamente posterior del despegue, donde  $W/W_{TO} \approx 0.95$
- $V$  y  $\rho$ : especificaciones iniciales
- $A$ : de aviones semejantes
- $S_w$ : Aproximaciones

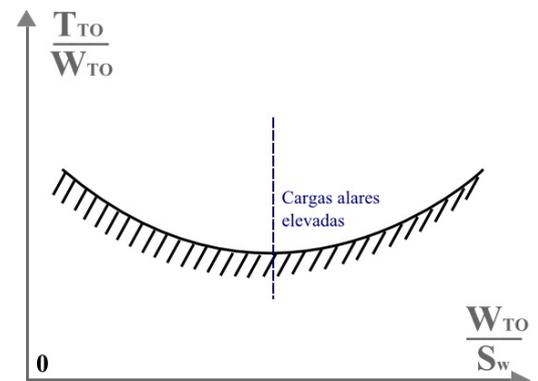


Figura 35

# 8. Actuaciones en pista y en subida

## 8.1. Despegue

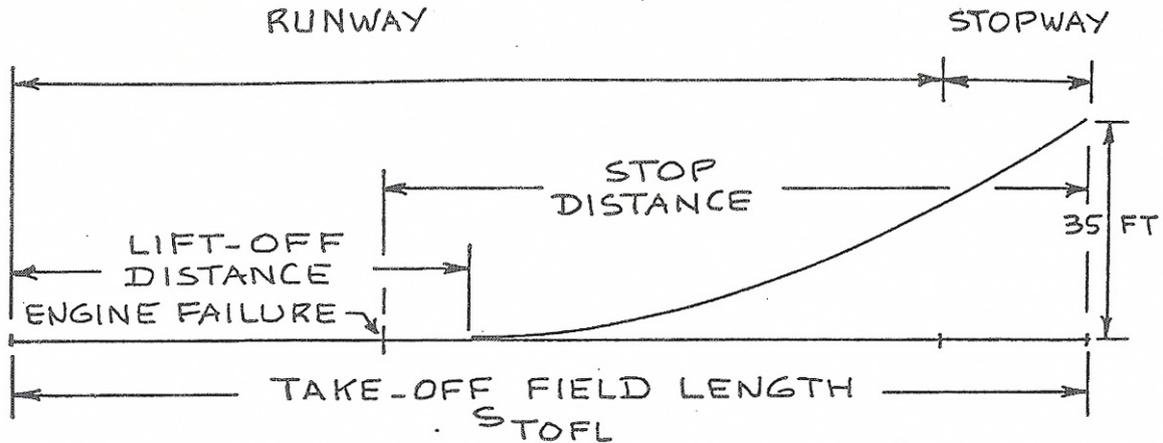


Figura 36: Distancias de despegue según FAR-25

En un despegue normal, se definen las siguientes velocidades:

- $V_1$  (Velocidad de decisión): Aquella por encima de la cual, el despegue debe continuar en caso de fallo de motor
- $V_R$  (Velocidad de rotación): Aquella en la que el avión levanta el morro y continúa la carrera de despegue rodando sólo sobre el tren principal
- $V_{LOF}$ : Velocidad en que el avión deja de estar en contacto con el suelo. Debe ser  $V_{LOF} \geq 1.15V_{STO}$
- $V_2$ : Velocidad con que el avión supera los 35 ft y se da por terminada la maniobra de despegue. Debe ser  $V_2 \geq 1.2V_{STO}$
- $V_{STO}$ : Velocidad de entrada en pérdida con configuración de despegue.

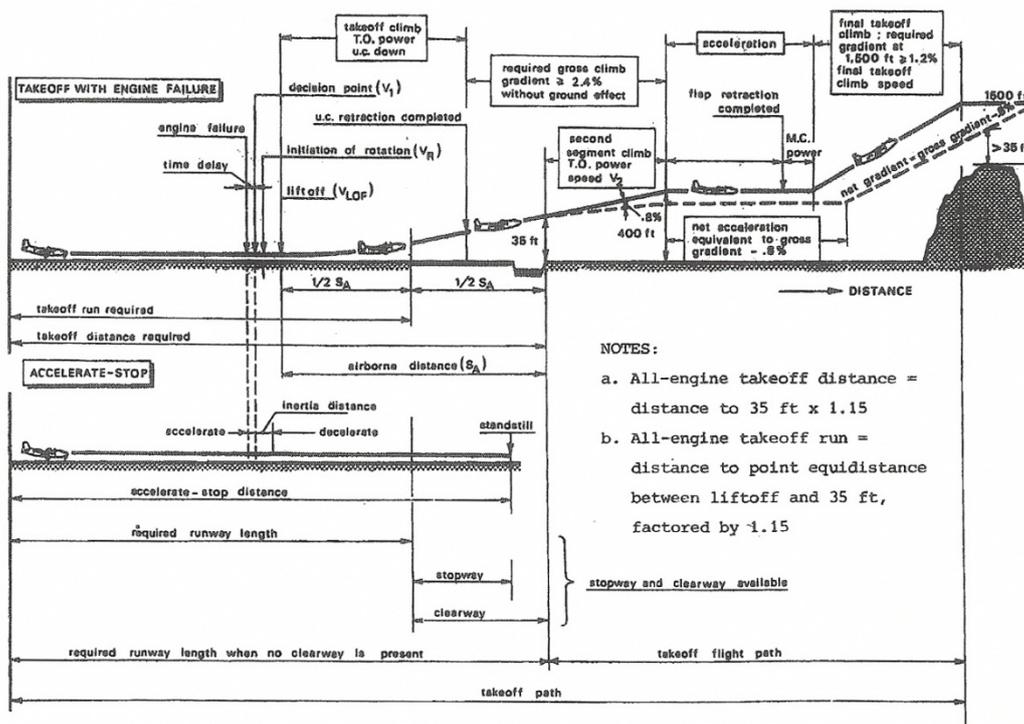


Figura 37: Distancias de despegue con fallo de motor y de aceleración-parada

Estimación de la distancia de despegue (Método rápido)

$$\eta T_{TO} S_{TO} = \frac{1}{2} \frac{W_{TO}}{g} V_2^2 + \frac{W}{g} gh_2 \xrightarrow[V_2 \geq 1.2 V_{STO} = 1.2 \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho S_w c_{LmaxTO}}}]{} \frac{T_{TO}}{W_{TO}} = \frac{V_2^2}{2g\eta S_{TO}} \geq \frac{1}{2g\eta S_{TO}} 1.44 \frac{2W_{TO}}{\rho_0 \sigma S_w c_{LmaxTO}} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq \frac{1.44}{K_{TO}} \frac{W_{TO}/S_w}{\eta g \rho_0 \sigma S_{TO} c_{LmaxTO}}$$

Ahora bien, la longitud de campo de despegue establecida en las normas es  $S_{TOFL} = \max\{1.15S_{TO}, S_{TOEF}, S_{AS}\}$ ,  $S_{TOEF}$  es la distancia de despegue con fallo de motor, y  $S_{AS}$  la distancia de aceleración-parada. En caso de fallo de motor,  $S_{TOEF}$  será mayor cuanto menor sea  $V_1$ , y  $S_{AS}$  será mayor cuanto mayor sea  $V_1$ . Puesto que  $S_{TOFL}$  va a estar determinada (en general) por el máximo de las dos,  $V_1$  se fija de modo que  $S_{TOEF} = S_{AS}$ . Así se obtiene la denominada longitud de campo compensada.

Si, en el desarrollo anterior, queremos trabajar con  $S_{TOFL}$  (en vez de con  $S_{TO}$ ), lo que se hace es modificar la  $K_{TO}$  nominal para tener en cuenta tanto el factor 1.15 como un posible fallo de motor ( $S_{TOEF}; S_{AS}$ ). Esta corrección implica que  $K_{TO}$  va a ser sólo compartida por aviones semejantes, puesto que por ejemplo, para un bimotor un fallo de motor es mucho más grave que para un tetramotor, de modo que tendrá una  $K_{TO}$  mayor a igualdad del resto de parámetros de la ecuación. Quedará finalmente:

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq K_{TO} \frac{W_{TO}/S_w}{S_{TOFL} \sigma c_{LmaxTO}}$$

$N_{engines}$	$K_{TO}$
2	0.260
3	0.247
4	0.227

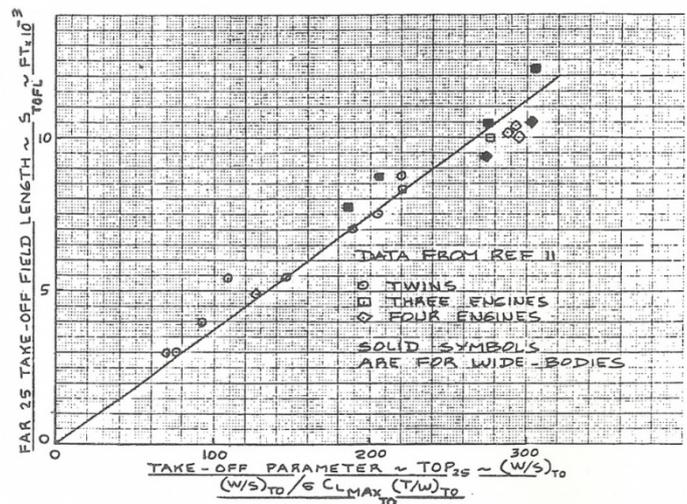
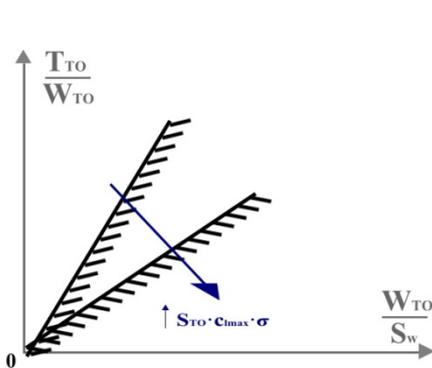


Figura 39: (Izquierda) Para realizar un despegue seguro, el diseño ha de ser tal que para mi carga alar, T/W sea suficiente, esto es, esté por encima de la línea representada. (Derecha) Representación de la distancia de despegue frente a la carga alar para distintos aviones

BALANCED FIELD LENGTH CONCEPT

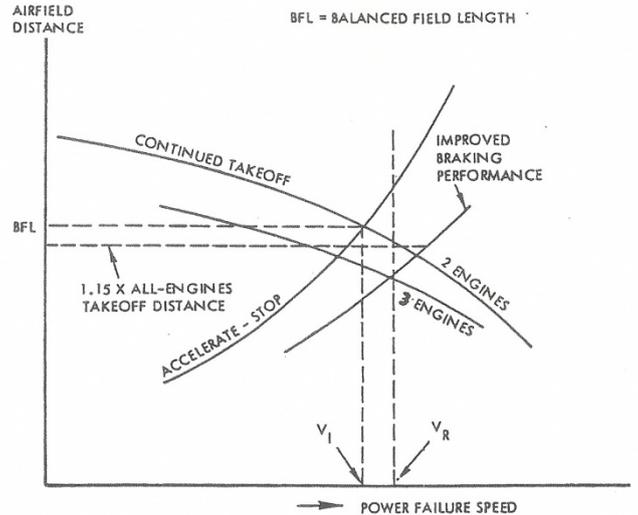
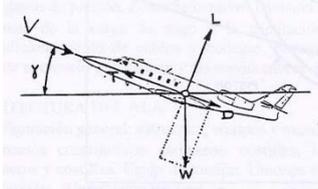


Figura 38: Concepto de la longitud de campo compensado

## 8.2. Subida en segundo segmento con fallo de motor

Se considera que el avión continúa en configuración de despegue (flaps...), pero con el tren recogido. Se ha de ascender manteniendo una velocidad  $V_2$ , con un ángulo  $\gamma$  superior a uno mínimo indicado por la norma, en el caso de que uno de los motores esté parado.

$$\left. \begin{array}{l} T = D + W \sin \gamma \\ L = W \cos \gamma \end{array} \right\} \xrightarrow{\gamma \ll 1} \left\{ \begin{array}{l} T \approx D + \gamma W \\ L \approx W \end{array} \right\} \rightarrow \frac{T}{W} = \dots = \frac{c_D}{c_L} + \gamma \quad \left\{ \begin{array}{l} T_{TO} = N_e T_{TO1e} \\ T_2 = (N_e - 1) T_{21e} \end{array} \right\} \text{ en situación de fallo de motor}$$



$$\rightarrow \frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq \frac{N_e}{N_e - 1} \frac{T_{TO1e}}{T_{21e}} \frac{W_2}{W_{TO}} \left( \gamma_{2\min} + \frac{c_D}{c_L} \right)_2$$

Esta condición supone un límite inferior al empuje peso, independiente de la carga alar (Figura 40).  $T_{TO1e}/T_{21e}$  lo dará el fabricante ( $\approx 1/0.85$ );  $W_2/W_{TO} \approx 0.95 \rightarrow 1$ ,  $c_L/c_D|_2$  es incógnita de diseño, y  $\gamma_2$  viene especificado en normas (Figura 40).

NUMBER OF ENGINES	, $N_E$	2	3	4
MIN. CLIMB GRADIENT*	, $\gamma_2$ (%)	2.4	2.7	3.0
(T/W) <sub>TO</sub> REQUIRED	,	0.318	0.244	0.221
SLS THRUST REQ'D	, $T_{TO}$ (N)	349800	268400	243100
SLS THRUST/ENGINE	, (N)	174900	89467	60775

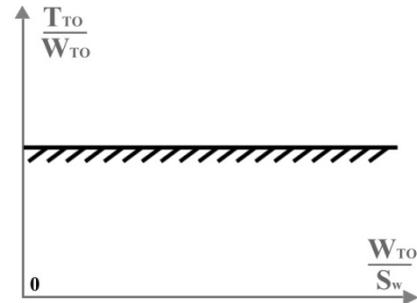


Figura 40: (Izquierda) Valores del ángulo de ascenso en segundo segmento con el número de motores. (Derecha) Representación en un diagrama empuje-peso/carga alar de la condición de ascenso en segundo segmento

Hemos estudiado la subida a velocidad constante. Lo haremos ahora con aceleración:

$$\left. \begin{array}{l} \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D - W \sin \gamma \\ \frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \end{array} \right\} \rightarrow \frac{W}{g} \frac{dV}{dh} \frac{dh}{dt} = T - D - \frac{W}{V} \frac{dh}{dt} \rightarrow \frac{T}{W} \geq \frac{D}{W} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt}$$

→ Turbohélice

$$\frac{T_2}{W_2} = \frac{D_2}{L_2} + \gamma_2 \rightarrow \frac{\frac{P_{util2}}{T_2 V}}{W_2} = \frac{D_2 V}{L_2} + \gamma_2 V \rightarrow \frac{\eta_p P_{eje2}}{W_2} = V \left( \frac{c_D}{c_L} \right)_2 + \gamma_2 \xrightarrow{*} \frac{P_{ejeTO}}{W_{TO}} = \frac{N_e}{N_e - 1} \frac{P_{ejeTO1e}}{P_{eje21e}} \frac{W_2}{W_{TO}} \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho S_w c_{L2}}} \sqrt{\frac{W_2}{W_{TO}}} \left( \frac{c_D}{c_L} \right)_2 + \gamma_2 \frac{1}{\eta_p}$$

$$* \left[ P_{eje2} = (N_e - 1) P_{eje21e}; P_{ejeTO} = N_e P_{ejeTO1e}; W_2 = W_{TO} \frac{W_2}{W_{TO}}; V = \sqrt{\frac{2W_e}{\rho S_w c_{L2}}} \right]$$

$$\frac{P_{ejeTO}}{W_{TO}} \geq \frac{1}{\eta_p} \frac{N_e}{N_e - 1} \frac{P_{ejeTO1e}}{P_{eje21e}} \left( \frac{W_2}{W_{TO}} \right)^{1.5} \sqrt{\frac{2}{\rho c_{L2}} \left( \frac{W_{TO}}{S_w} \right)} \left( \frac{c_D}{c_L} \right)_2 + \gamma_{2\min}$$

### 8.3. Aterrizaje

El aterrizaje comienza a una altura de 50 ft, a la que debe llegarse con  $V_3 \geq 1.3V_{SL}$  (Velocidad de entrada en pérdida en configuración de aterrizaje).

Estimación de la distancia de aterrizaje:

$$\frac{1}{2} \frac{W_L}{g} V_3^2 + \frac{W_L}{g} gh = \eta W_L S_L \quad (\text{trabajo de la fuerza de fricción})$$

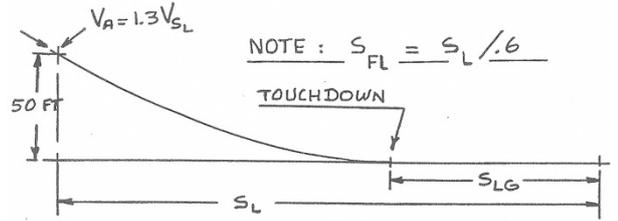


Figura 41

$$\frac{1}{2gV_3^2} = \eta S_L \xrightarrow{V_3 \geq 1.3 \sqrt{\frac{2W_L}{\rho S_w c_{LmaxL}}}} \eta S_L \geq \frac{1.69}{8g} \frac{8W_L}{\rho S_w c_{LmaxL}} \rightarrow \frac{W_L}{S_w} \leq \frac{1}{1.69} \rho g \eta S_L c_{LmaxL} \rightarrow \frac{W_{TO}}{S_w} \leq \frac{1}{1.69} \frac{W_{TO}}{W_L} \rho g \eta S_L c_{LmaxL} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{W_{TO}}{S_w} \leq \frac{\rho_0 g \eta}{1.69} \frac{W_{TO}}{W_L} \sigma S_L c_{LmaxL} \rightarrow \frac{W_{TO}}{S_w} \leq K_L \frac{W_{TO}}{W_L} \sigma S_L c_{LmaxL}$$

Se define la distancia de aterrizaje  $S_{LFL} = 1.67 S_L$ , Esto se incluye en  $K_L$  (análogamente a lo que se hacía en despegue). Se deja mucho margen de seguridad porque los ensayos se hacen en pista seca, lisa y dura; si está mojada se tarda más en frenar.

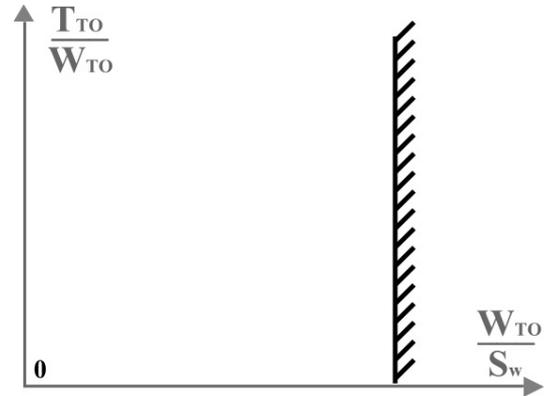


Figura 42: Representación en un diagrama empuje-peso/carga alar de la condición de aterrizaje

$$\frac{W_{TO}}{S_w} \leq K_L \frac{W_{TO}}{W_L} \sigma S_{LFL} c_{LmaxL}$$

- $W_{TO}/W_L$  : De aviones semejantes
- $\sigma$  : especificaciones iniciales ó  $\sigma = 1$
- $c_{LmaxL}$  : incógnita
- $S_{LFL}$  : Especificación directa (lo impongo), o indirecta (aviones semejantes)
- $K_L$  : Aviones semejantes (es el parámetro de ajuste del modelo)

No influye la planta propulsora (Figura 42), pues en el aterrizaje, los motores están en ralentí.

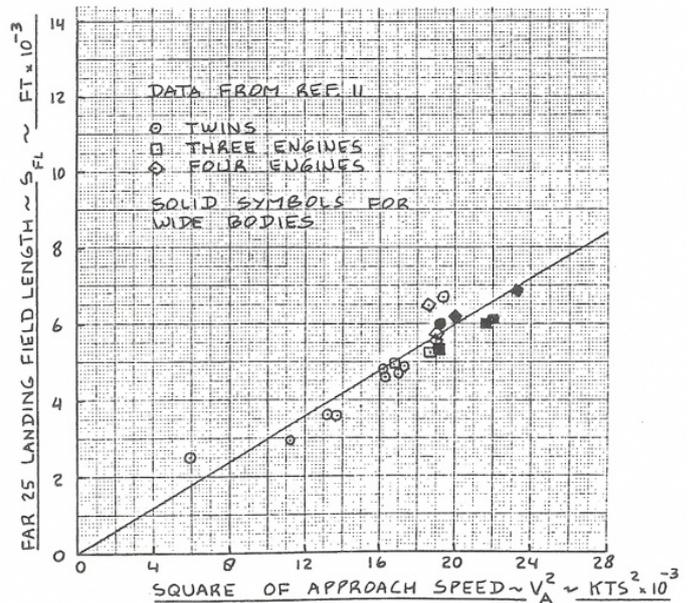


Figura 43: Representación de la distancia de aterrizaje frente a la velocidad de aproximación para distintos aviones

# 9. Pesos del avión

## 9.1. Introducción

- ➔ La minimización del peso de un avión es un tema de gran importancia por su impacto en el DOC, aún a pesar de incrementar el coste del proyecto
- ➔ Imposición de limitaciones a los pesos característicos por requisitos de aeronavegabilidad (actuaciones, controlabilidad, estabilidad, resistencia estructural, etc), especificaciones y condiciones de vuelo. De cara a las posibles limitaciones, los pesos más importantes son:<sup>5</sup>

- MTOW (Peso máximo al despegue) La limitación puede tener origen en las características del aeropuerto (longitud de pista disponible, resistencia del pavimento,...) en las exigencias de aeronavegabilidad (gradiente de subida en segundo segmento con motor inoperativo,...), o en la resistencia estructural del avión (a mayor peso, mayor sustentación y por tanto más carga sobre las alas)
- OEW (Peso vacío operativo): En un avión de transporte comercial incluye todo lo necesario para la operación (cualquier elemento salvo el combustible y la carga de pago).
- MPL (Máxima carga de pago): Esta limitación suele ser cuestión de espacio, no de tipo estructural
- MZFW (Máximo peso sin combustible): La razón de este límite es que en ausencia de combustible, desaparece el alivio que éste ejerce en el momento flector originado en las alas debido a la sustentación, y ésta debe por tanto moderarse.
- MFW (máximo peso de combustible): Está determinado por la capacidad de los tanques.

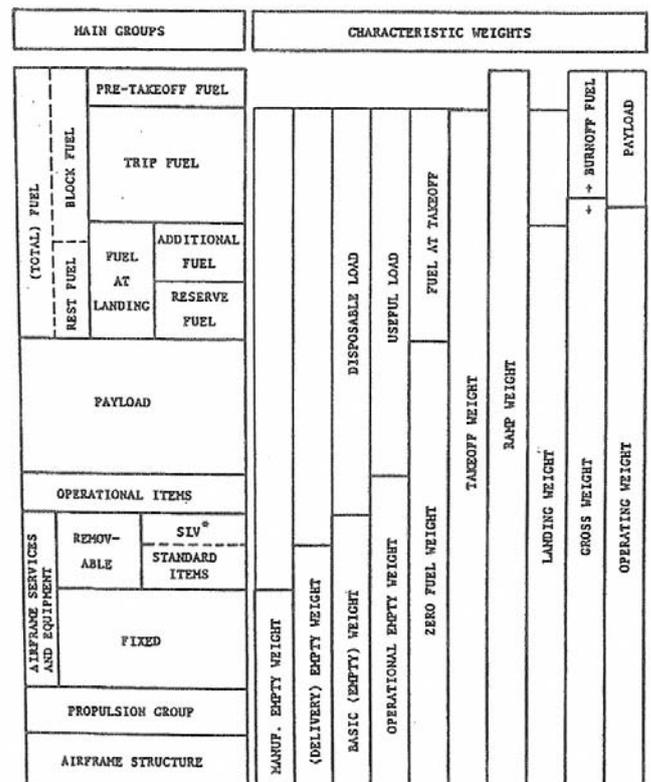


Figura 44: Clasificación de pesos según Torenbeek

## 9.2. Estimación inicial de pesos

El peso del avión se divide en distintos bloques para un estudio más sencillo. Los bloques principales son:

- Combustible (Pre-despegue, despegue, subida, crucero, aproximación, adicional, de reserva,...)
- Carga de pago (pasajeros, mercancías,...)
- Avión (Operacionales, fijos, variables, motores, estructura,...)

➔ Carga de pago: Una estimación de la carga de pago puede hacerse de la siguiente forma:

$$MPL = N^{\circ} pax \cdot \left[ \underbrace{\frac{77 \text{ kg} / pax}{W_{paxtotal} / N^{\circ} pax}} + \underbrace{\left\{ \frac{16 \text{ kg} / pax}{18 \text{ kg} / pax} \right\}}_{\frac{W_{equipaje} / N^{\circ} pax}} \right] + \rho_{mercancías} \cdot \left[ \underbrace{0.85}_{\text{factor de llenado}} \cdot Vol_{Bodega} - \frac{W_{equipaje}}{\rho_{equipaje}} \right] \quad \text{Dónde}$$

<sup>5</sup> El peso máximo en rampa es ligeramente superior al MTOW, pero no será un peso considerado en el diseño

- $16\text{kg}/\text{pax} \rightarrow$  Vuelos de corto/medio alcance
- $18\text{kg}/\text{pax} \rightarrow$  Vuelos de medio/largo alcance
- Factor de llenado: Da una idea de la fracción de volumen de bodega ocupada por carga de pago
- $160\text{kg}/\text{m}^3 \leq \rho_{\text{equipajes}} \leq 200\text{kg}/\text{m}^3$  En vuelos de largo alcance.
- $120\text{kg}/\text{m}^3 \leq \rho_{\text{equipajes}} \leq 160\text{kg}/\text{m}^3$  En vuelos de medio/corto alcance.

➔ Peso en vacío operativo: ( $\text{OEW} = \text{TOW} - \text{PL} - \text{FW}$ ).

- Existen expresiones para predecir el OEW a partir de ciertos datos. Por ejemplo:

$$\text{OEW} = 0.2\text{MTOW} + W_{\text{mot}} + \Delta W_E + 500\text{kg} \quad \text{dónde} \quad \Delta W_E = f(l_f, a_f, h_f)$$

El valor de  $\Delta W_E$  se extrae de la gráfica de la Figura 45.

No obstante, no vamos a utilizar esta misma ecuación, ya que es el resultado de observar aviones que ya son antiguos, y que, aunque bastante precisa en su tiempo, ahora habría que retocar (modificar la constante, o rehacer la gráfica de  $\Delta W_E$ ).

- Roskam propone una función logarítmica con el MTOW:  $\log \text{OEW} = A + B \log \text{MTOW}$
- Según la precisión que se quiera obtener, pueden emplearse diversas expresiones. La más sencilla es emplear:

$$\boxed{\text{OEW} = \alpha \cdot \text{MTOW}}$$

Y estimar  $\alpha$  de aviones semejantes: calculo para cada uno de ellos  $\alpha_i = \frac{\text{OEW}_i}{\text{MTOW}_i}$  y obtengo la media  $\bar{\alpha}$

$$\alpha_i = \frac{\text{OEW}_i}{\text{MTOW}_i} \quad \text{y obtengo la media } \bar{\alpha}$$

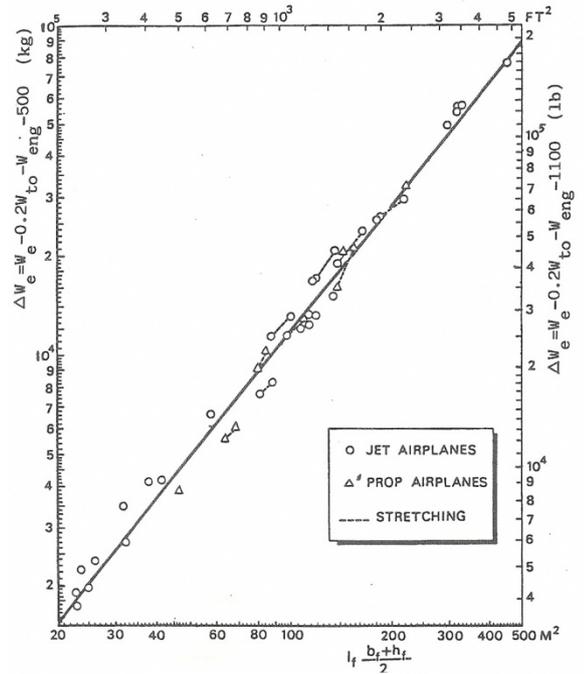


Figura 45

➔ Peso de combustible

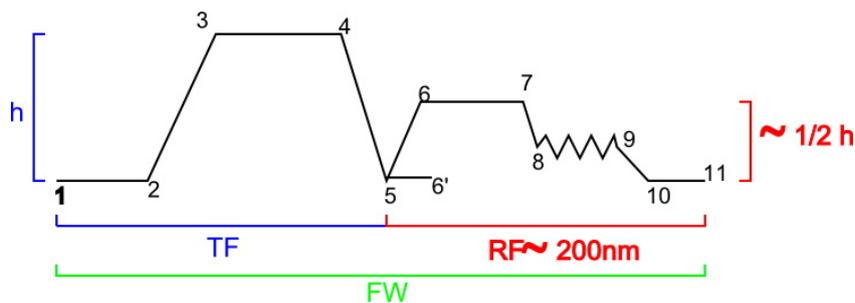


Figura 46: Perfil de vuelo típico de aviones comerciales

El peso de combustible se divide en dos partes, el peso del combustible para el viaje (TF) y el peso del combustible de reserva (RF)

$$\text{FW} = \text{TF} + \text{RF}$$

Utilizaremos el método del perfil de vuelo para estimar el peso total de combustible necesario, para ello dividiremos el combustible en partes, cada una de ellas corresponderá a un tramo del perfil de vuelo. Cada una de las fracciones la estimaremos de una forma:

$$\text{FW} = W_1 - W_{11} \rightarrow \frac{\text{FW}}{W_1} = 1 - \frac{W_{11}}{W_1} = 1 - \frac{W_{11}}{W_{10}} \frac{W_{10}}{W_9} \frac{W_9}{W_8} \frac{W_8}{W_7} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_2}{W_1}$$

- El peso en el punto 1 (peso en rampa) es el peso del avión antes de arrancar motores. Es algo mayor que el TOW, aunque en ocasiones se desprecia esta diferencia.
- Para estimar el peso de combustible en etapas muy cortas comparadas con la duración del vuelo (en la ecuación anterior, las marcadas con \* rodadura, despegue, ascenso...) se emplean tablas estadísticas obtenidas de aviones semejantes.

Table 3 Suggested weight fractions for several mission phases (Fig. 1)

Airplane type	Engine start, warmup, phase 1	Taxi phase 2	Take off, phase 3	Climb phase 4	Descent, phase 7	Landing, taxi, shutdown, phase 8
Homebuilts	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995
Single engine piston/props	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993
Twin-engine props	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992
Agricultural	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.998
Business jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992
Regional turboprops	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995
Transport jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
Military trainers	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995
Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995
Military patrol, bomb, and transports	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
Flying boats, amphibious and float	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990
Supersonic cruise	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992

Note: Numbers are averages based on experience. If better data are available, they should be used!

Figura 47

- Para los tramos de crucero, se emplean las ecuaciones de Breguet, pues el consumo de combustible es función del alcance. No se considera el alcance total del vuelo, se le descuenta una cierta cantidad, que es lo recorrido durante ascenso y descenso:

$$R_{cruise} = R - R_{descuento} = K \ln \frac{W_3}{W_4} \rightarrow \begin{cases} K = \frac{V}{c_j} \frac{c_L}{c_D} \\ V, c_j \text{ datos}; c_L, c_D \text{ aviones semejantes} \end{cases}$$

Table 4 Suggested values for  $L/D$ ,  $c_j$ ,  $c_p$ , and  $\eta_p$  for several mission phases (Fig. 1)

Airplane type	Cruise, phase 5				Loiter, phase 6			
	$L/D$	$c_j$	$c_p$	$\eta_p$	$L/D$	$c_j$	$c_p$	$\eta_p$
Homebuilts	8-10	—	0.6-0.8	0.7	10-12	—	0.5-0.7	0.6
Single-engine piston/props	8-10	—	0.5-0.7	0.8	10-12	—	0.5-0.7	0.7
Twin-engine props	8-10	—	0.5-0.7	0.82	9-11	—	0.5-0.7	0.72
Agricultural	5-7	—	0.5-0.7	0.82	8-10	—	0.5-0.7	0.72
Business jets	10-12	0.5-0.9	—	—	12-14	0.4-0.6	—	—
Regional turboprops	11-13	—	0.4-0.6	0.85	14-16	—	0.5-0.7	0.77
Transport jets	13-15	0.5-0.9	—	—	14-18	0.4-0.6	—	—
Military trainers	8-10	0.5-1.0	0.4-0.6	0.82	10-14	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
Fighters	4-7	0.6-1.4	0.5-0.7	0.82	6-9	0.6-0.8	0.5-0.7	0.77
Military patrol, bomb, and transports	13-15	0.5-0.9	0.4-0.7	0.82	14-18	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
Floating boats, amphibious, and float airplanes	10-12	0.5-0.9	0.5-0.7	0.82	13-15	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
Supersonic cruise	4-6	0.7-1.5	—	—	7-9	0.6-0.8	—	—

Note: Numbers are averages based on experience. If better data are available, they should be used!

Figura 48

- El peso del combustible de reserva RF se da como una fracción del peso de aterrizaje LW:

$$RF = \alpha LW = \alpha(OEW + PL + RF) \rightarrow RF = \frac{\alpha}{1-\alpha}(OEW + PL)$$

o bien  $RF = \alpha MTOW \frac{LW}{MTOW} = \alpha MTOW \left(1 - \frac{TF}{MTOW}\right)$

También se puede calcular si suponemos el aeropuerto alternativo a una determinada distancia (p.ej 200nm), o si consideramos que el combustible de reserva es aquel que permite prolongar el crucero durante 45 minutos más. Sea como sea, al final obtendremos el FW como una función del tipo:

$$\frac{FW}{MTOW} = \frac{TF + RF}{MTOW} = \left(1 - \frac{W_6'}{W_1}\right) + \alpha \frac{W_6'}{W_1} = 1 - (1-\alpha) \frac{W_6'}{W_1}$$

Para estimar MFW, podemos tomar una cierta fracción del

volumen del ala  $MFW = \beta V_{ala} = \beta S_w^{3/2}$  ó

$$MFW = \beta' S_w CMA$$

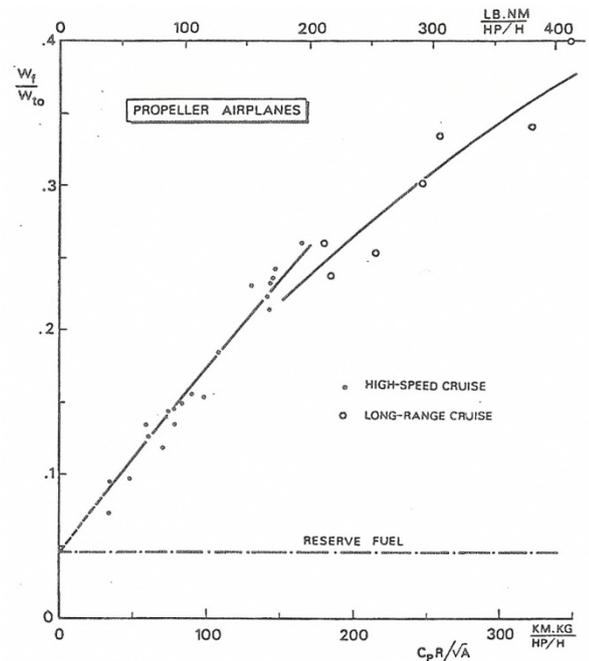


Figura 49: Estimación de la fracción de peso de combustible para turbohélices

Una vez estimados PL, OEW y FW, podemos pasar a calcular MTOW. El peso máximo al despegue viene dado por la expresión:

$$MTOW \geq OEW + PL + FW \rightarrow MTOW \geq \frac{PL}{1 - \frac{FW}{MTOW} - \frac{OEW}{MTOW}}$$

- Estimación de carga de pago
- $OEW = f(MTOW)$
- $FW = \left(\frac{FW}{MTOW}\right) MTOW$

→  $MTOW \geq f(MTOW) + PL + \left(\frac{FW}{MTOW}\right) MTOW$  Tenemos una ecuación que será más o menos difícil de

resolver, pero que su única incógnita es MTOW.

# 10. Dimensionado inicial

## 10.1. Selección del punto de diseño

Representación en el diagrama empuje-peso al despegue (o potencia-peso en el caso de turbohélices) frente a carga alar al despegue, de las actuaciones ya vistas (crucero, despegue, aterrizaje y subida en segundo segmento)

- Objetivos de diseño  $\frac{W_{TO}}{S}$ ,  $\frac{T_{TO}}{W_{TO}}$ ,  $A$ ,  $C_{D0}$ ,  $\varphi$ ,  $N_e$ ,  $c_{LmaxTO}$ ,  $c_{LmaxL}$ ,  $\underbrace{c_{Lmax}}_{\substack{\text{aviones de} \\ \text{combate}}}$
- Especificaciones iniciales  $\frac{W_{cr}}{W_{TO}}$ ,  $\frac{W}{W_{TO}}$ ,  $\frac{W_L}{W_{TO}}$ ,  $q$ ,  $\sigma$ ,  $S_{TO}$ ,  $S_e$ ,  $n$   
0.8=largo alcance  
0.95=corto alcance
- Factores adicionales  $\frac{T_{TO}}{T_2}$ ,  $\underbrace{\gamma}_{\substack{\text{ang ascenso} \\ -1.15}}$ ,  $\underbrace{\eta}_{\substack{\text{rend helice}}}$ ,  $C_T$ ,  $\frac{T_{TO}}{T_{cr}}$   
4→6

→ Despegue: Son rectas que pasan por el origen, cuya pendiente depende de  $c_{LmaxTO}$  (Cuanto más  $c_{LmaxTO}$  menos pendiente), el resto, o son especificaciones iniciales o variables de diseño: ( $c_{LmaxTO} \approx 1.7 \rightarrow 2.2$ )

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq K_{TO} \frac{W_{TO}/S}{\sigma c_{LmaxTO} S_{TOFL}}$$

→ Segundo segmento: Son rectas horizontales, cuya ordenada depende del valor de  $c_L/c_D|_2$ . Cuanto mayor sea este valor, menor valor de  $T_{TO}/W_{TO} \cdot c_L/c_D|_2$  ha de ser coherente con el de despegue, pues respecto a éste sólo cambia el haber recogido el tren. ( $c_L/c_D|_2 \approx 8 \rightarrow 11$ )

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq \frac{N_e}{N_e - 1} \frac{T_{TO1e}}{T_{21e}} \frac{W_2}{W_{TO}} \left( \frac{c_D}{c_L} \Big|_2 + \gamma_{2min} \right)$$

→ Crucero: Se representa como una curva tipo parabólica. Aumentar el valor de  $c_{D0}$  desplaza la curva hacia arriba, y aumentar  $A\varphi$  hace que la curva se tienda menos respecto al eje horizontal ( $A \approx 10(TF)$ ;  $A \approx 12(TH)$ )

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq \frac{T_{TO}}{T_{cr}} \left( \frac{1/2 \rho c_{D0} V^2}{W_{TO}/S_w} + \frac{2}{\pi A \varphi \rho V^2} \left( \frac{W_{cr}}{W_{TO}} \right)^2 \frac{W_{TO}}{S_w} \right); \quad \frac{P_{TO}}{W_{TO}} \geq \frac{P_{TO}}{T_{cr}} \left( q \frac{V}{\eta} \frac{c_{D0}}{W_{TO}/S_w} + \frac{V}{\eta} \left( \frac{W_{cr}}{W_{TO}} \right)^2 \frac{W_{TO}/S_w}{q \pi A \varphi} \right)$$

→ Aterrizaje: Se trata de una recta vertical, cuya abscisa depende de  $c_{LmaxL}$ ; a mayor valor de este parámetro, más alejada del origen estará (A mayor  $c_{LmaxL}$  sustento mejor, luego puedo ir a cargas alares mayores)  
 $c_{LmaxL} \approx 2.5 \rightarrow 3$

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq K_L \frac{W_{TO}}{W_L} \sigma S_{LFL} c_{LmaxL}$$

→ En aviones militares, existen más condicionantes, como por ejemplo el viraje sostenido con factor de carga  $n$

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq \frac{T_{TO}}{T_{cr}} \frac{W_{cr}}{W_{TO}} q \left( \frac{c_{D0}}{W_{TO}/S} \frac{W_{TO}}{W_{cr}} + n^2 \frac{W_{TO}/S}{q \pi A \varphi} \frac{W_{cr}}{W_{TO}} \right)$$

Las líneas que delimitan las condiciones de despegue y subida en 2º segmento, han de ser coherentes como hemos visto. Por ello, en la representación, se relaciona  $c_L/c_D|_2$  con  $c_{LmaxTO}$ .

A continuación, se representarán en el mismo diagrama, las líneas  $T_{TO}/W_{TO} = cte$  (horizontales) para cada planta propulsora disponible (esto ya es posible porque se dispone de una estimación de  $W_{TO}$ )

- Un grupo motor que (en el diagrama de la Figura 50) se sitúe por debajo del corte entre la curva de crucero y la de aterrizaje, quedará descartado, ya que no será capaz de llevar a cabo (al menos) las actuaciones impuestas para crucero.
- Un grupo motor situado excesivamente por encima de este corte, tampoco será válido, ya que proporciona unas características muy por encima de las requeridas, lo que implicará mayores consumos, y motor más pesado innecesariamente.
- También se podrían representar líneas de DOC constante.
- Elegiremos una configuración que nos permita situar el punto de diseño en la zona inferior derecha (dentro de la zona de validez obviamente), ya que ahí se sitúan los puntos de menor MTOW y menor DOC; además, esos puntos tienen las mayores cargas alares, que presentan un buen comportamiento del avión ante ráfagas (vuelo más cómodo para el pasajero).

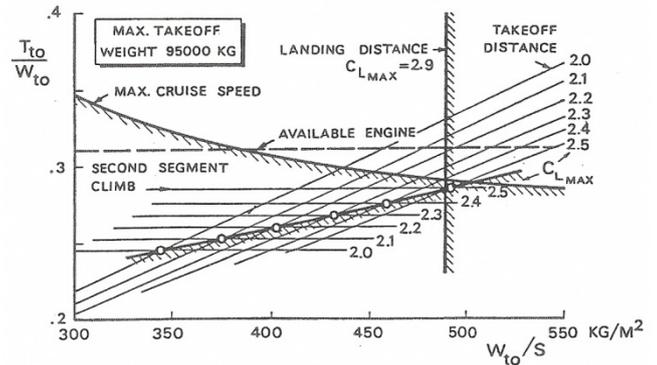


Figura 50: Representación de las misiones requeridas para un avión de transporte comercial en un diagrama empuje-peso/carga alar

### 10.2. Dimensionado inicial del ala

Una vez seleccionado el punto de diseño, tengo los valores de  $T_{TO}/W_{TO}$  y  $W_{TO}/S_w$ ; por tanto, y como ya habíamos obtenido una estimación de  $W_{TO}$ , tengo el grupo motor necesario  $T_{TO}$ , la carga alar  $S_w$ , y además  $c_{LmaxTO}$  y  $c_{LmaxL}$  si estos fueran limitantes. Si la limitación en vuelo de crucero es muy significativa, obtengo del gráfico el valor del alargamiento necesario; si no, se tomará de aviones semejantes. Valores como la flecha, el parámetro de estrechamiento y la posición relativa del ala ( $l_{CMA}/l_f$ )<sup>6</sup>, se obtendrá de aviones semejantes.

### 10.3. Dimensionado inicial de las superficies de cola

Análogamente a cómo se hace en el ala, se toman los parámetros necesarios de aviones semejantes:

- Coeficiente de volumen de la cola horizontal:  $c_{VHoriz} = \frac{1/2 \rho V^2 S_h l_h}{1/2 \rho V^2 S_w CMA} = \frac{S_h l_h}{S_w CMA}$
- Coeficiente de volumen de la cola vertical:  $c_{VVert} = \frac{1/2 \rho V^2 S_h l_h}{1/2 \rho V^2 S_w b} = \frac{S_h l_h}{S_w b} \approx \frac{c_{VHoriz}}{10}$

### 10.4. Dimensionado inicial del tren de aterrizaje

- ➔ Posición: el tren principal se colocará un poco retrasado frente al c.d.g. Respecto a las dimensiones del tren, se tendrá en cuenta que  $T/b \approx B/l_f$  Siendo T la vía (Distancia entre patas del tren principal) y B la batalla
- ➔ Si  $MTOW > 200$  Tm, se requieren más de dos patas principales, y si  $MTOW > 130$  Tm, cada pata del tren principal constará de cuatro ruedas (Generalmente se colocan 2).
- ➔ La configuración (Triciclo, rueda de cola,...) dependerá del tipo de avión y sus características

<sup>6</sup>  $l_{CMA}$  representa la distancia desde el morro hasta  $1/4$  de la CMA.  $l_h$  es la distancia entre el centro aerodinámico de ala y el de la cola horizontal.  $l_v$  es la distancia horizontal entre el centro aerodinámico del ala y el de la cola vertical. Estos tres valores (adimensionalizados con la longitud del fuselaje  $l_f$ , se toman de aviones semejantes)

# 11. Diagrama de pesos-alcances

## 11.1. Diagrama TOW-R

- El gráfico viene limitado por dos líneas: La línea inferior horizontal corresponde al peso vacío operativo que, obviamente corresponde a un valor constante e independiente del alcance. La línea superior (también horizontal) corresponde al valor de MTOW; esta última, aparece en ciertos tramos como una línea discontinua, esos tramos corresponden a valores del alcance a los que no se puede llegar con MTOW, bien por limitaciones del peso de aterrizaje, bien por limitación de volumen en los tanques.
- El área gris comprendida entre la recta del OEW y la quebrada del peso sin combustible (ZFW) corresponde a la carga de pago (PL). El valor máximo de la carga de pago MPL corresponde al tramo horizontal inicial (Entre los puntos A y B). La línea recta inicial que lo delimita corresponde al máximo peso sin combustible  $MZFW = OEW + MPL$
- La distancia comprendida entre la quebrada correspondiente al MZFW, y su paralela inmediatamente superior, corresponde al combustible de reserva. Ambas líneas son paralelas porque, en primera aproximación, tomaremos la cantidad de combustible de reserva como independiente de la distancia que vaya a recorrer el avión.
- Encima de la recta que limita RF se encuentra otra recta horizontal. Ésta corresponde al peso máximo de aterrizaje. Obviamente, se debe encontrar por encima de la que delimita el combustible de reserva; de encontrarse por debajo, significaría que, para esas determinadas condiciones de carga de pago y alcance, sería necesario consumir parte del combustible de reserva para poder aterrizar.
- La quebrada que nace del corte de RF con el eje vertical corresponde al peso de despegue. El tramo A-B es puramente una representación de la ecuación de Breguet para el alcance, sin ser simplemente una limitación al peso de despegue de la aeronave (es decir, el avión podría cargar mas combustible y despegar con un TOW mayor, pero para llegar al alcance especificado en las abscisas no sería necesario). El resto de tramos ya son limitaciones: Entre B-C esta limitación es el propio MTOW, y entre C-D, el volumen máximo de los tanques.
- El peso de combustible del vuelo (TF) es el delimitado por la quebrada del TOW y la del RF, por lo tanto, el peso total de combustible (FW), será el comprendido por la línea del TOW y la del ZFW. Como se puede apreciar, a partir del punto C, los tanques van al máximo de su capacidad; lo que se hace para aumentar el alcance entonces es reducir la PL
- El alcance en C ( $R_C$ ), corresponde al máximo alcance con MTOW. El alcance en B ( $R_B$ ) corresponde al máximo alcance con MPL. Podríamos representar otro punto (E) (ficticio), resultado del corte de la línea de combustible reserva con el eje horizontal.  $R_E$  representaría el máximo alcance de la aeronave consumiendo las reservas.
- Por último, existe una línea por encima de la de TOW en el primer tramo. Representa el máximo peso de despegue de la aeronave si pretende llegar a un alcance R. Por encima de ese peso, y llegando sólo a ese alcance, superaría MLW, por lo que no podría aterrizar.

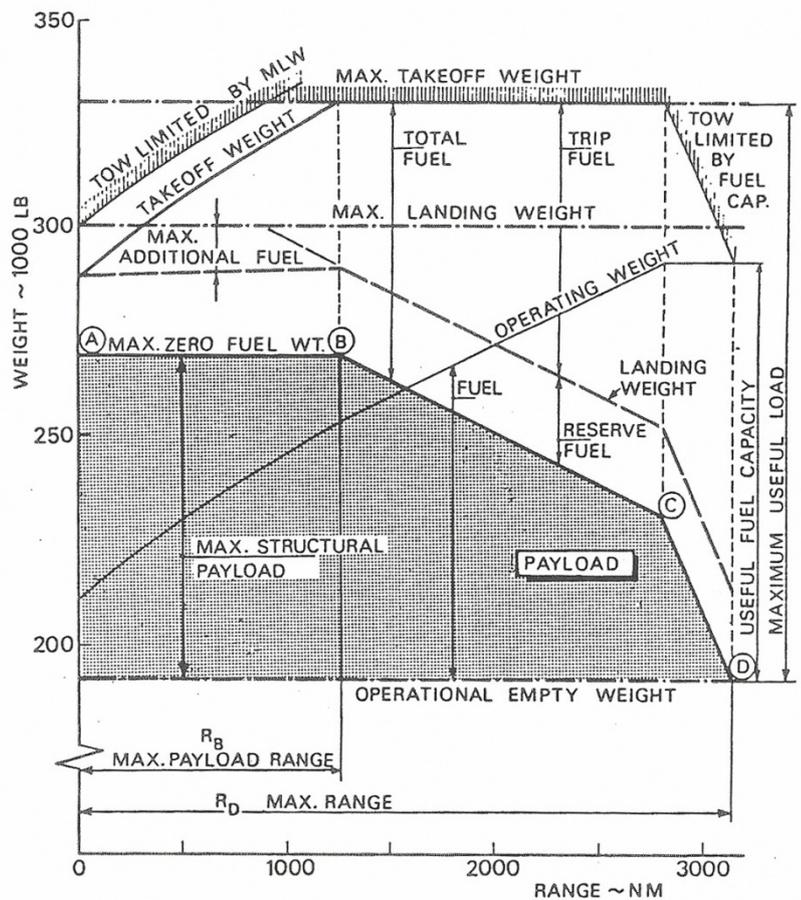


Figura 51: Gráfico TOW-R. En gris se representa la carga de pago PL de la aeronave en función del alcance de la misma (diagrama PL-R)

$$\rightarrow R_B = K \ln \frac{TOW_B}{LW_B} = K \ln \frac{MTOW}{\underbrace{OEW + PL_B}_{=MPL} + RF_B} \xrightarrow[\substack{RF=\alpha LW \quad \alpha=0.05 \rightarrow 0.06 \\ LW_B = OEW + PL_B + \alpha LW \rightarrow LW_B = \frac{OEW + PL_B}{1-\alpha} = \frac{ZFW_B}{1-\alpha} \\ ZFW_B = OEW + MPL = MZFW}]{R_B = K \ln \frac{MTOW(1-\alpha)}{MZFW}}$$

Otro desarrollo:  $R_B = K \ln \frac{TOW_B}{LW_B} = K \ln \frac{MTOW}{MTOW - TF_B} = -K \ln \left( 1 - \frac{TF_B}{MTOW} \right) \xrightarrow{TF/MTOW \ll 1} R_B \approx K \frac{TF_B}{MTOW}$

El problema de este último desarrollo es que da el alcance en función de una variable (TF) que no es un peso de diseño (Como lo son OEW, MTOW y MZFW)

$$\rightarrow R_C = K \ln \frac{TOW_C}{LW_C} = K \ln \frac{MTOW}{OEW + PL_C + RF_C} \xrightarrow[\substack{OEW + PL_C = MTOW - MFW = ZFW_C \\ LW_C = ZFW_C + \alpha LW_C \rightarrow LW_C = \frac{ZFW_C}{1-\alpha}}]{R_C = K \ln \frac{MTOW(1-\alpha)}{MTOW - MFW}}$$

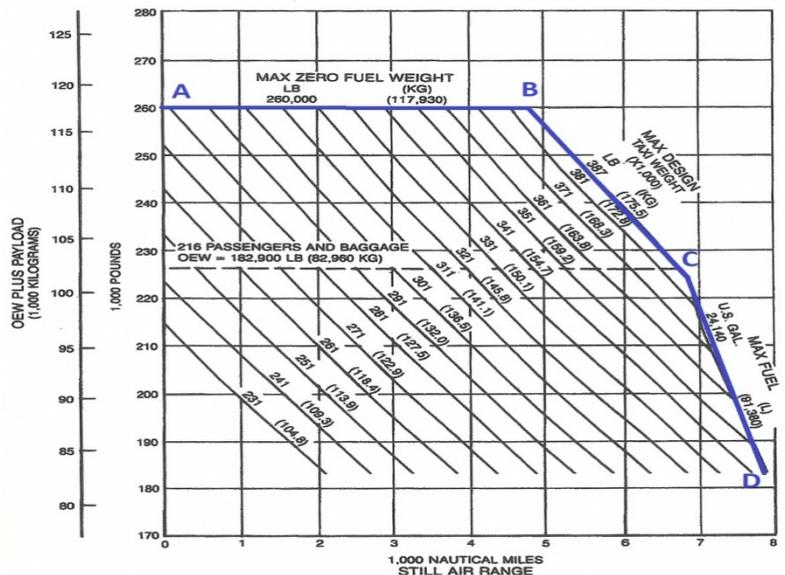
$$\rightarrow R_D = K \ln \frac{TOW_D}{LW_D} = K \ln \frac{OEW + MFW}{\underbrace{OEW + PL_D}_{=0} + RF_D} \xrightarrow{LW_D = OEW + \alpha LW_D \rightarrow LW_D = \frac{OEW}{1-\alpha}} R_D = K \ln \frac{(OEW + MFW)(1-\alpha)}{OEW}$$

El segundo desarrollo hecho para el alcance  $R_B$ , no se puede extender a los dos restantes, ya que, para largos alcances, el peso de combustible es del orden de MTOW.

## 11.2. Diagrama PL-R

Si del diagrama de pesos-alcances nos quedamos con la parte correspondiente a la carga de pago, obtenemos el diagrama PL-R. Su aspecto habitual es el representado en la Figura 52, el de una línea quebrada con tres tramos:

- El primero (A-B) es una recta horizontal que representa la máxima carga de pago. La ordenada de esta recta estará limitada por el MZFW, es decir, por motivos estructurales.
- El tramo B-C es una recta de pendiente negativa que indica que, si queremos aumentar el alcance por encima de  $R_B$ , no podemos volar con MPL, por eso a medida que se llenan más los tanques de combustible para lograr un mayor alcance, debemos desalojar carga de pago.
- El tramo C-D tiene también pendiente negativa, y más acusada que en el anterior. En este tramo el avión volará con la máxima carga de combustible, por lo que el único medio para aumentar el alcance será disminuir el peso del avión, y por tanto la carga de pago.
- Un determinado diagrama PL-R, preparado para un avión concreto, con una configuración definida y plan de vuelo establecido puede sufrir variaciones si se modifica algún factor.
  - Un aumento en la velocidad de crucero hará disminuir el alcance retrasando el punto de máximo alcance con MPL y con MTOW (B y C).
  - Si se aumenta MTOW (A igualdad de MPL), la línea de TOW cortará a la recta limitadora de MTOW en una abscisa mayor aumentando el alcance correspondiente al punto B. No obstante, el alcance máximo no se verá modificado ya que, a pesar de contar con mayor capacidad de combustible, tendrá que mover un peso mayor.



- Un cambio en el plan de vuelo, como un aeropuerto alternativo más lejano, o un cambio en las condiciones atmosféricas que hagan que aumente la temperatura, modifica el diagrama del mismo modo que un aumento en la velocidad de crucero.
- Aumentar la capacidad de combustible retrasará el punto que marca el inicio de la limitación por capacidad de combustible (C) aumentando el alcance máximo. Hay que resaltar que, para que esa modificación del avión se traduzca en una modificación como la del diagrama representado en la Figura 53, no puede incrementarse MTOW ni MPL, es decir, se tratarían de unos tanques adicionales en cabina que no restasen espacio a la carga de pago.
- Una disminución del OEW sin variar MZFW, hará que aumente el valor de MPL. Como conservamos MZFW y llevamos la misma cantidad de combustible, los alcances correspondientes a MTOW ( $R_B$  y  $R_C$ ) permanecerán constantes, no así el alcance máximo ( $R_D$ ) que aumentará, ya que su peso de aterrizaje sólo depende del OEW. Se trata, en definitiva, de un desplazamiento hacia arriba del diagrama.
- Un aumento de MZFW a igualdad de MTOW y OEW, conlleva un aumento de MPL

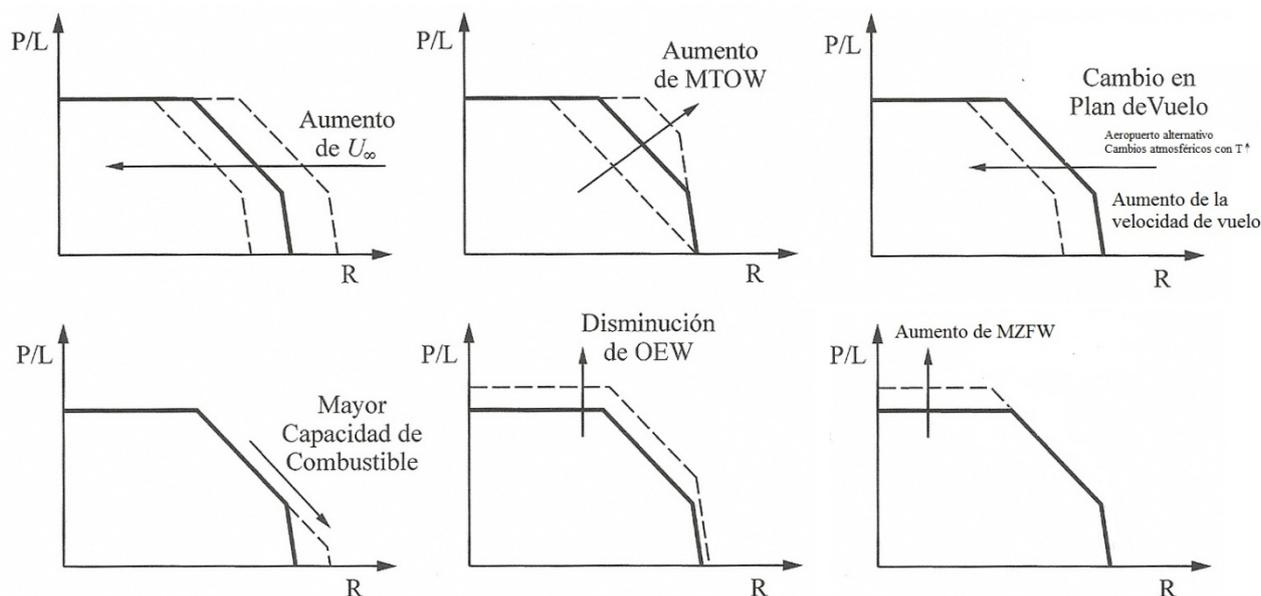


Figura 53: Variación del diagrama PL-R con ciertos factores

Lo habitual es que el diagrama PL-R tenga el aspecto visto hasta ahora, pero puede ocurrir que un avión pueda operar a la vez con MPL y MFW (cosa que habitualmente no ocurre); en este caso, los puntos B y C colapsarían en uno solo, dando lugar a un diagrama con dos tramos, uno horizontal y uno de pendiente negativa. Puede ocurrir también que, entre los puntos A y B, la línea de TOW, corte a la línea de TOW limitado por MLW, en ese caso existirían cuatro tramos en el PL-R: (1: limitación por MZFW, 2: Limitación por MLW, 3: Limitación por MTOW, 4: Limitación por MFW).

Habitualmente, nos interesará calcular el alcance de un punto interior "H", en función de la carga de pago:

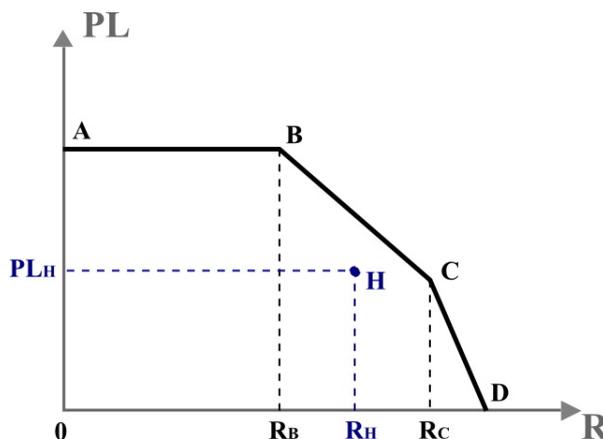


Figura 54: Carga de pago y alcance para un punto interior H

$$R_H = K \ln \frac{TOW_H}{LW_H} = K \ln \frac{OEW + PL_H + FW_H}{OEW + PL_H + RF_H} = K \ln \frac{(OEW + PL_H + FW_H)(1 - \alpha)}{OEW + PL_H}$$

Sería interesante conocer el punto de máxima productividad en el diagrama PL-R. La productividad se define como el producto del peso de la carga de pago por la distancia a la que es transportada ( $P = PL \times R$ ). Es evidente entonces que el punto de máxima productividad estará en el contorno (ya que si elegimos cualquier punto del interior, seremos capaces, tirando una paralela por él a uno de los ejes, de encontrar un punto del contorno con una productividad "P" mayor). Habitualmente se encontrará entre los puntos B y C (Entre A y B descartado, ya que cualquier punto de esa recta tiene menos productividad que B. Por otra parte, la recta C-D tiene una pendiente muy acusada que hace que para intentar aumentar la productividad a base de aumentar el alcance, se pierda mucha PL, por lo que previsiblemente, de la recta C-D será el C el punto de mayor productividad).

Para calcular la máxima productividad, dividiremos la función PL-R en tres tramos, cada uno de ellos lo multiplicaremos por la función  $PL = R$ . Gráficamente, extenderemos el tramo B-C hasta que corte con los ejes, al multiplicarlo por  $PL=R$  dará como resultado una parábola que cortará al eje horizontal en el origen y en un punto que denominaremos  $R_0$ ; alcanzará su máximo en  $R_0/2$ . Procederemos igual con el tramo C-D, el cual dará lugar a otra parábola que cortará al eje horizontal en el origen y en  $R'_0 < R_0$ . A su vez alcanzará su máximo en  $R'_0/2$ . Por último, el tramo AB, al multiplicarlo por  $PL=R$  dará como resultado una recta que pasa por el origen con pendiente MPL. Esta última recta, y las dos parábolas representan la función productividad en sus respectivos tramos de abscisas (La recta en A-B), la primera parábola en (B-C), y la última en (C-D). El máximo de esta función productividad se proyectará para obtener  $R_{max\ prod}$  y  $PL_{max\ prod}$ .

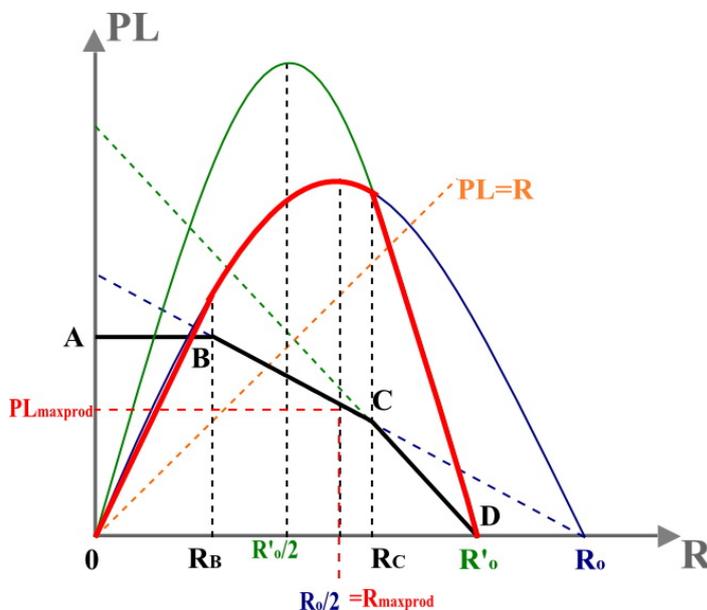


Figura 55: Cálculo gráfico de la productividad (Gráfica en rojo)

Dependiendo de dónde se sitúe el máximo de la primera parábola ( $R_0/2$ ), el máximo de productividad se situará en tres puntos:

- Si  $R_0/2 \leq R_B$  El punto de máxima productividad ( $P_{max}$ ) corresponde a B
- Si  $R_B < R_0/2 < R_C$  Entonces  $P_{max}$  corresponde a un punto situado en B-C con abscisa  $R_0/2$
- Si  $R_0/2 \geq R_C$  Entonces  $P_{max}$  corresponde a C

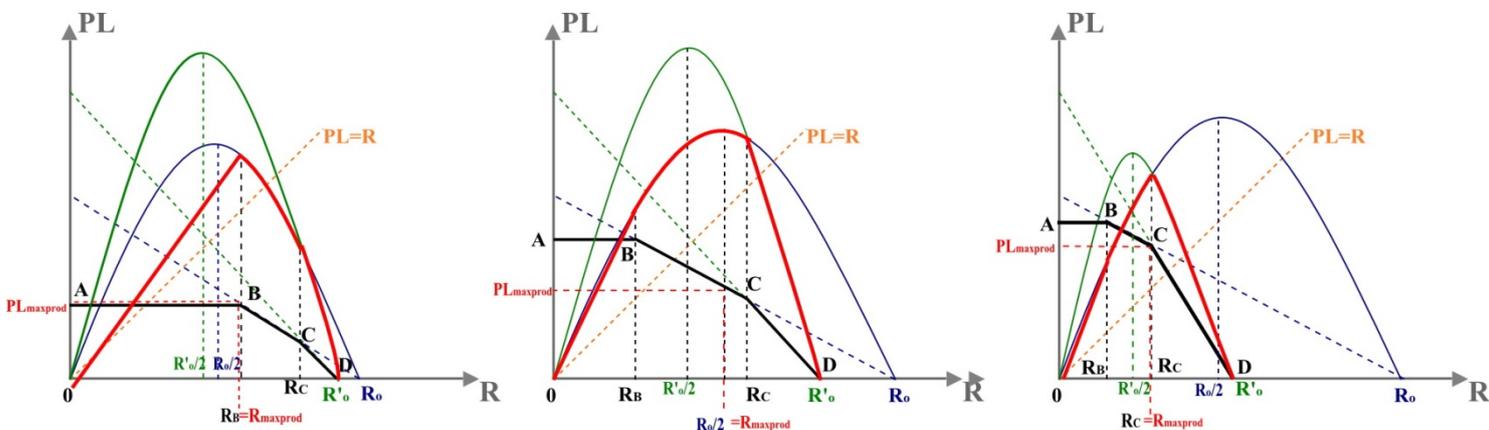


Figura 56: (Izquierda) El máximo de la productividad se produce en el punto B. (Centro) El máximo de la productividad se produce en un punto intermedio entre B-C. (Derecha) El máximo de la productividad se produce en el punto C

También podemos calcular el punto de máxima productividad si representamos las curvas  $PL \cdot R = cte$  en el gráfico  $PL-R$  <sup>7</sup>. Estas curvas aparecen como una familia de curvas, con la recta B-C como tangente a una de ellas. Ese punto de tangencia corresponderá al punto de máxima productividad.

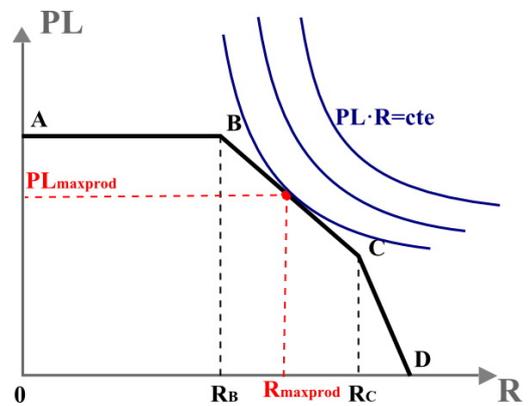


Figura 57: Esquema del método de las curvas  $PL \cdot R = cte$  para maximizar la productividad

Conociendo  $R_B$  y  $R_C$ , se puede determinar la K de Breguet:

$$R_B - R_C = K \ln(MTOW(1-\alpha)) - K \ln(OEW + MPL) - K \ln(MTOW(1-\alpha)) + K \ln(MTOW - MFW) \rightarrow$$

$$\rightarrow R_B - R_C = K \ln \frac{MTOW - MFW}{OEW + MPL} = K \ln \frac{ZFW_C}{ZFW_B} \rightarrow \boxed{K = \frac{R_B - R_C}{\ln \frac{ZFW_C}{ZFW_B}}}$$

Hemos utilizado los puntos B y C para este desarrollo, pero valen cualesquiera dos puntos de ese tramo. Que un gráfico defina una K y viceversa implica que K es constante para cada gráfico.

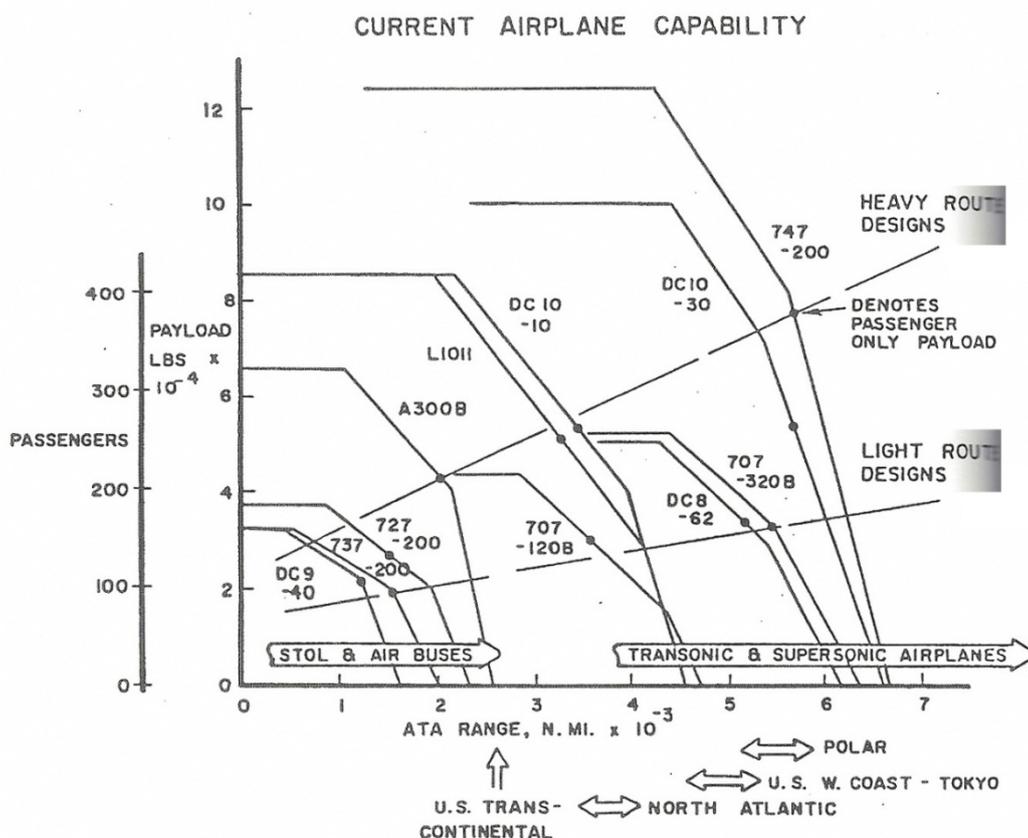


Figura 58: Diagrama PL-R para algunos aviones de transporte actuales

<sup>7</sup> Podría parecer que en el método gráfico que se ha desarrollado, también se han representado las curvas  $PL \cdot R = cte$  en un gráfico  $PL-R$ , pero no es así. Las parábolas se han pintado como ayuda gráfica, pero estas deberían estar representadas en un gráfico productividad-alcance, no en el  $PL-R$

Por último, si queremos comparar dos diagramas PL-R, será necesario conocer las pendientes de sus tramos B-C y C-D

- Pendiente correspondiente al tramo B-C:  $\frac{dPL}{dR} = \frac{1}{dR/dPL} = -\frac{ZFW}{K}$  Que viene de

$$R = K \ln \left( \frac{MTOW(1-\alpha)}{OEW + PL} \right) \rightarrow \frac{dR}{dPL} = -\frac{K}{OEW + PL} = -\frac{K}{ZFW} \Rightarrow \frac{PL_B - PL_C}{R_B - R_C} = -\frac{OEW + \frac{PL_B - PL_C}{2}}{K}$$

- Pendiente correspondiente al tramo C-D:  $\frac{dPL}{dR} \Big|_{CD} = \frac{1}{dR/dPL} = -\frac{ZFW}{K} \left( \frac{MFW + ZFW}{MFW} \right) = -\frac{ZFW}{K} \left( 1 + \frac{ZFW}{MFW} \right)$

Con este resultado vemos que hay una gran diferencia entre las pendientes de ambos tramos (la de C-D es mucho más pronunciada)

# 12. Diseño de alas para régimen subsónico

## 12.1. Introducción

Debido al hecho de que los aviones vuelan en diferentes condiciones según categorías y tramos de vuelo, dedicaremos tres temas al diseño del ala:

- Aspectos fundamentales a resolver para un diseño efectivo
- Aplicación de los criterios anteriores en soluciones constructivas
- Diseño de dispositivos hipersustentadores

El ala es el elemento sustentador principal del avión, y su diseño está relacionado con tres aspectos del proyecto:

- Actuaciones del avión
- Cualidades de vuelo
- Diseño estructural

### 12.1.1. Actuaciones del avión

Directamente vinculadas a la carga alar, tal y como se aprecia en las limitaciones en la selección del punto de diseño: crucero, segundo segmento, despegue y aterrizaje, así como influencia de la eficiencia aerodinámica y la polar. Influencia de parámetros geométricos (p.ej: alargamiento), y selección adecuada de la forma en planta y perfiles.

#### 12.1.2. Cualidades de vuelo

- a) Comportamiento frente a ráfagas: El incremento de factor de carga debido a una ráfaga instantánea es inversamente proporcional a la carga alar.
- b) Comportamiento frente a bataneo y su aparición: Para  $M > M_{cr}$  (Mach para el que una pequeña región del flujo alcanza  $M=1$ ), aparecen en el extradós ondas de choque intensas que engrosan la capa límite y hacen crecer la resistencia. A partir de aquí, si aumentamos el Mach, eventualmente llegaremos a la aparición del Mach de divergencia de la resistencia ( $M_{DD}$ ), punto a partir del cual, la resistencia crece rápidamente. Aumentar el Mach a partir de este punto llevaría a la aparición de inestabilidades longitudinales y ondas de choque en el intradós que dan lugar a la aparición del Mach de divergencia de la sustentación ( $M > M_{DL} \Rightarrow \partial c_L / \partial M < 0$ ).
- c) Entrada en pérdida: Es imprescindible que el avión tenga tendencia a picar ( $c_{ma} < 0$ ), por lo que el diseño de la cola horizontal irá acorde con este requerimiento; esto ha de ser demostrable mediante ensayos en vuelo. La velocidad de entrada en pérdida es difícil de predecir de forma analítica, pero está relacionada con la carga alar. La forma en planta y la torsión del ala desempeñan un papel importante para fijar la situación del punto de inicio de la pérdida en el ala (primer perfil de los que la componen que entra en pérdida), y de su progresión.

#### 12.1.3. Diseño estructural

Localizar los elementos que introducen cargas importantes (góndolas de la planta motriz, tren de aterrizaje...), y colocarlos adecuadamente para evitar formas complicadas de transmisión de cargas. Repartirlas con el fuselaje, evitar problemas aeroelásticos...

## 12.2. Comportamiento frente a ráfagas

a) Modelo de ráfaga instantánea:

- Incremento del factor de carga inversamente proporcional a la carga alar
- Validez del modelo para torbellinos muy pequeños

Una ráfaga es un torbellino caracterizado por un tamaño y una intensidad. Cuando el tamaño de la ráfaga es pequeño, su efecto se siente de forma instantánea en el avión. Consideremos una ráfaga vertical ( $u$ ) en un vuelo rectilíneo equilibrado y uniforme (Figura 59); entonces, el efecto que ve el avión debido a la ráfaga es un incremento de su ángulo de ataque ( $\Delta\alpha \ll 1$ )

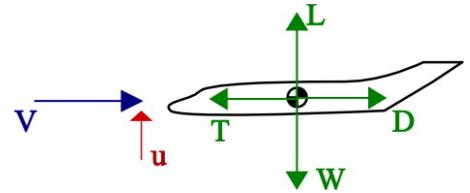


Figura 59: Elementos que intervienen en el modelo de ráfaga instantánea

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w \Delta c_L \xrightarrow[\Delta\alpha \approx u/V \ll 1]{\Delta c_L = a \cdot \Delta\alpha} \Delta L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w a \frac{u}{V} = \frac{\rho u V a}{2} S_w$$

El factor de carga que soporta la aeronave es  $n = 1 + \Delta n$  siendo  $\Delta n = \frac{\rho u V a}{2} \frac{1}{W/S_w}$ , el cual, como se ha demostrado, aumenta cuanto mayor sea la intensidad de la ráfaga, y disminuye cuanto mayor sea la carga alar.

b) Modelo de ráfaga instantánea equivalente y factor de atenuación de ráfagas

Cuando el tamaño de los torbellinos no permite aplicar el modelo de ráfaga instantánea, se recurre a una estimación: se calcula  $\Delta n$  como si se pudiese aplicar y se corrige mediante una función de la carga alar, de forma que si ésta es lo suficientemente grande, se pueda considerar esa función como una constante:

$\Delta n = k_g \Delta n_{instantánea}$  Siendo  $k_g < 1$  un parámetro que representa que la ráfaga no se manifiesta de forma instantánea en todo el ala. Se puede modelizar como  $\mu = \frac{2W/S_w}{\rho \bar{c} a g}$  con  $k_g = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu}$ . Habitualmente toma los

valores  $k_g = 0.6 \rightarrow 0.8$

## 12.3. Bataneo

La presencia de ondas de choque intensas puede dar lugar a separación del flujo y grandes fluctuaciones de presión que originan vibraciones fuertes sobre el ala (interferencia de una onda de choque con la capa límite desprendida en subsónico alto). A la hora de seleccionar el perfil, hay que tener en cuenta las condiciones que dan lugar al bataneo:

- Overshoot in speed: Maniobra de aceleración a  $n \approx cte$ . Hay que demostrar mediante ensayos en vuelo el cumplimiento con requisitos de estabilidad y maniobrabilidad hasta  $V_D$ . Problemas con intensidad de ondas de choque, flujo separado y ondas de choque en la cola horizontal causan bataneo. Estas aceleraciones se pueden ver muy limitadas si hay rápido incremento de D.
- Giros y maniobras a  $M \approx cte$  en los que aumenta el  $c_L$  considerando además ráfagas.
- Para  $n \leq 1.3$ , no se produce bataneo. Para  $1.3 \leq n \leq 1.6$  o ráfagas de  $12.5 \text{ m/s}$  y  $\lambda = 33 \text{ m}$  existe una pequeña cantidad de bataneo, siendo ésta la condición de máxima penetración en régimen de bataneo.
- Sustentar una cierta cantidad más que el  $c_L$  de diseño.

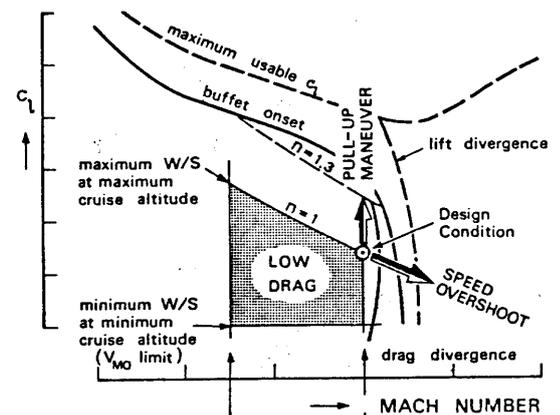


Figura 60

La frontera del bataneo debe sentirse como una ligera vibración cuando la capa límite comienza a desprenderse.

## 12.4. Entrada en pérdida de perfiles y alas

Necesidad de demostrar un comportamiento aceptable en pérdida tanto en vuelo rectilíneo como en giro, para distintas posiciones de flaps, posiciones del centro de gravedad, tren fuera y dentro y valores especificados de potencia. Asimismo existen requisitos para motor inoperativo. Todo esto con el fin de minimizar las posibilidades de entrar inadvertidamente en pérdida y asegurar su recuperación si ello ocurriese.

El aviso de entrada en pérdida es necesario; se permiten como avisos un aumento de fuerzas en los mandos acompañado de vibraciones, así como señales acústicas y luminosas características (las señales se activan en torno a  $1.1V_s$ ).

La entrada en pérdida es difícil de predecir con un cierto nivel de aproximación, debido a la limitada validez de los ensayos en túnel ( $Re$ , rugosidad, detalles externos,...). Nosotros estimaremos la velocidad de pérdida a partir del equilibrio de fuerzas verticales con  $c_{Lmax}$ :

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w c_{Lmax} = W \Rightarrow V_s = \sqrt{\frac{2W/S_w}{\rho c_{Lmax}}}$$

El lugar donde se inicia la pérdida, así como su progresión depende del tipo de perfil, de la forma en planta y de la torsión.

### 12.4.1. Perfiles

**Tipo I:** Grueso  $t/c \sim 18\%$  (Para régimen subsónico bajo)

La pérdida se inicia en el borde de salida y va desplazándose hacia el borde de ataque. Cuando se alcanza  $c_{Lmax}$  (punto C), se comprueba que prácticamente el 50% de la cuerda se encuentra en situación de pérdida. A partir de aquí, y mediante una caída suave de la sustentación, si seguimos aumentando el ángulo de ataque, sucederá que toda la cuerda en el extradós estará bañada por zona de pérdida (punto D).

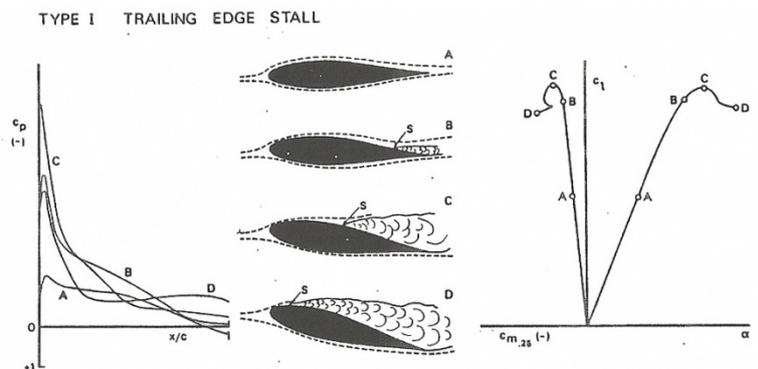


Figura 61: Entrada en pérdida de perfiles tipo I

**Tipo II:** Espesor medio  $t/c \sim 6\% \rightarrow 12\%$  (Para régimen subsónico alto)

Es una entrada en pérdida "desagradable", además de ser la más peligrosa por su formación y evolución. Se forma una burbuja de recirculación que avanza hacia el borde de ataque según aumenta  $\alpha$  y que deja tras de sí una capa límite turbulenta. La capa límite permanece completamente adherida hasta que, al sobrepasar un cierto ángulo  $\alpha_s$  y sin aviso previo, ésta se desprende desde el borde de ataque toda de una vez, haciendo que la sustentación caiga de manera brusca.

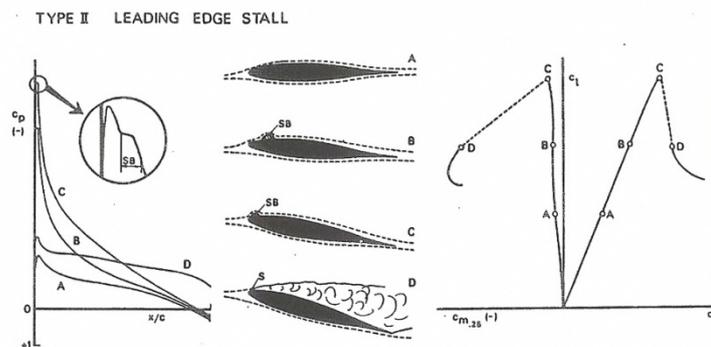


Figura 62: Entrada en pérdida de perfiles tipo II

**Tipo III:** Espesor delgado  $t/c < 6\%$  (Régimen supersónico)

Ahora la burbuja se forma enseguida y permanece anclada al borde de ataque. A medida que aumentamos  $\alpha$ , la burbuja aumenta de tamaño ocupando cada vez un porcentaje mayor de la cuerda. La pérdida se produce cuando esta burbuja se rompe. Se trata de una entrada en pérdida no tan suave como la de los perfiles gruesos, pero con un comportamiento definitivamente menos brusco que la de los perfiles tipo II.

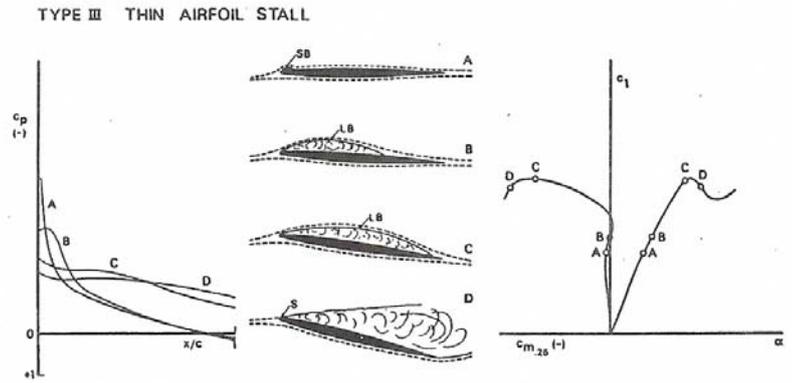


Figura 63: Entrada en pérdida de perfiles tipo III

A la complejidad de predecir la entrada en pérdida, hay que añadir las modificaciones que introducen la forma del borde de ataque, y el  $Re$  de vuelo, que dan lugar a posibles diferentes comportamientos de entrada en pérdida para un mismo perfil (Figura 64).

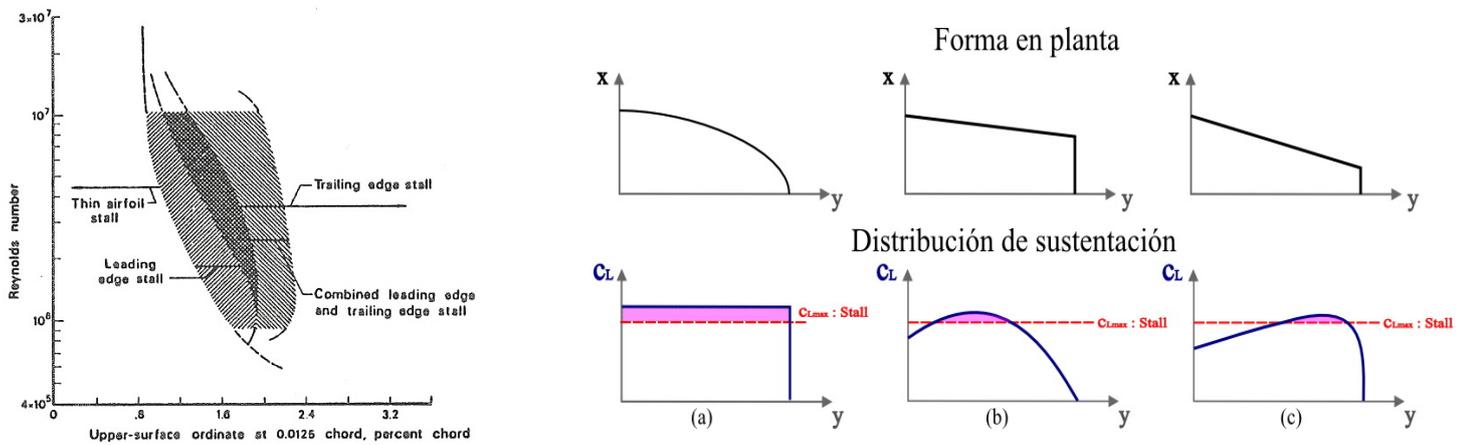
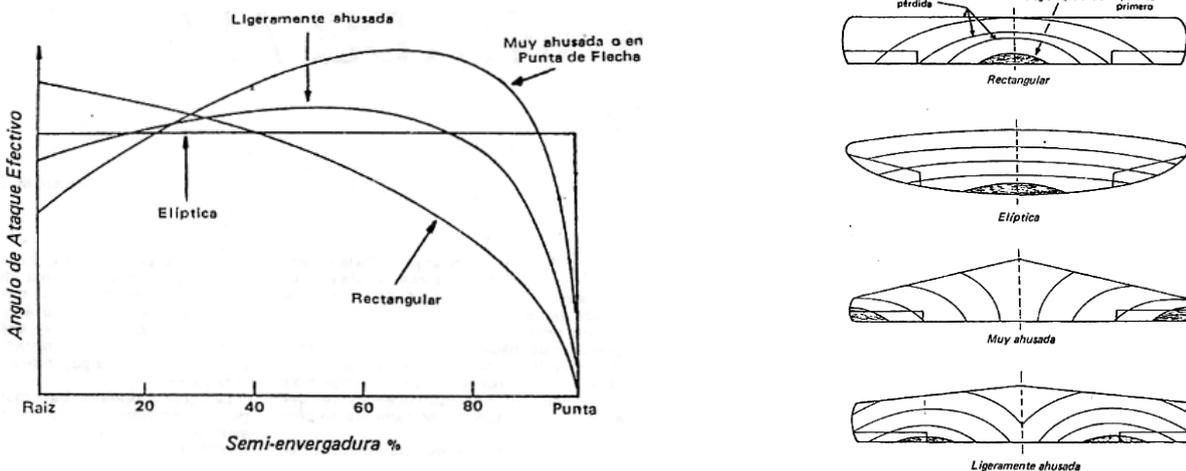


Figura 64: (Izquierda) Comportamiento de entrada en pérdida de perfiles con la variación del Reynolds. (Derecha) Distribución de sustentación para un ala con forma en planta elíptica (a – todo el ala entra en pérdida a la vez), un ala con estrechamiento (b – los perfiles de una sección media inician la pérdida), y un ala con un estrechamiento más acusado que el anterior (c – en ala entra en pérdida por la punta).

**12.4.2. Forma en planta**

Con este factor podemos controlar la forma de la distribución de sustentación. Cuanto mayor es el estrechamiento del ala la entrada en pérdida se produce más cerca de la punta del ala, donde están los alerones. Por este motivo, debemos evitar utilizar perfiles del tipo II (con entrada en pérdida brusca). Un estrechamiento medio hace que la entrada en pérdida se produzca sólo en una zona más o menos controlada en el semiala. Al añadir flecha, la región de pérdida se desplaza hacia la punta del ala.



### 12.4.3. Torsión

La torsión modifica la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura, luego puede aprovecharse para retrasar la entrada en pérdida (generalmente de recurre a torsiones negativas).

#### 12.4.4. Progresión de la pérdida en el ala

- Cuando aumenta el ángulo de ataque, cada perfil incrementa su  $c_l$  (se mueve por la curva  $c_l(\alpha)$ ), de forma que toda la curva se desplaza hacia arriba (cada perfil parte de un punto diferente por la torsión).
- Si seguimos aumentando el ángulo de ataque, eventualmente algún perfil del ala (B) alcanzará  $c_{l,max}$ . Aumentar ligeramente  $\alpha$  ahora, llevará a ese perfil a la pérdida. En este momento no ocurre nada, pues es ese perfil el único que no sustenta. (Figura 66)
- Si seguimos aumentando el ángulo de ataque del ala, los perfiles próximos a B También entrarán en pérdida, aunque sigue habiendo perfiles que continúan aumentando su  $c_l$ .
- Se considera que el ala entra en pérdida, cuando el ancho de la región definida por los perfiles que ya han entrado en pérdida es del orden de una cuerda. En ese momento se considera que el ala ha alcanzado su  $c_{l,max}$

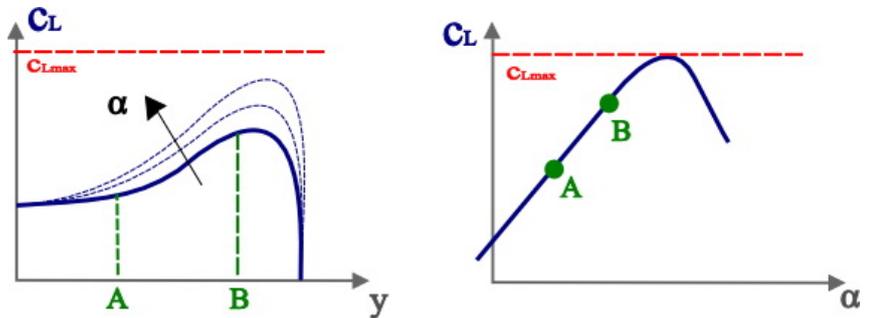


Figura 65: (Izquierda), distribución de sustentación de un ala típica, en la que se han marcado dos secciones (A, B). (Derecha) Representación de la situación de esos dos perfiles en la curva  $c_l$ - $\alpha$

- En alas hay que evitar que se produzca la entrada en pérdida por las puntas, pues en esa zona se ubican los alerones y perdería el control lateral. Asimismo, si la pérdida es por el encastre, se producirá una estela muy intensa (debido al mayor espesor de esos perfiles) que alcanzará a la superficie horizontal de cola, perdiendo el control longitudinal. Trataremos que la región de pérdida se sitúe en el centro de la semienvergadura, aunque dependerá del avión y la situación de sus timones y dispositivos.
- Si el parámetro de estrechamiento y la torsión no son suficientes para colocar la región de pérdida en el lugar apropiado, se puede recurrir a combinaciones de diferentes tipos de perfil según la posición que ocupan en la envergadura.

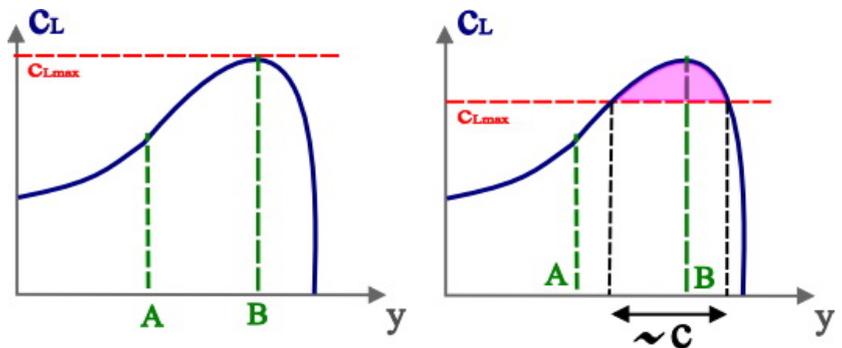


Figura 66

## 12.5. Comportamiento de alas en subsónico alto

### 12.5.1. Secuencia de sucesos encontrada a medida que crece el Mach en perfiles

- $M = M_{cr}$  aparece un punto en el extradós con  $M=1$
- $M > M_{cr}$  existe toda una región con  $M > M_{cr}$  (zona supersónica rodeada de flujo subsónico). Tras ella se forma una onda de choque, con el consiguiente aumento de resistencia.
- $M = M_{DD}$  rápido crecimiento de la resistencia
  - Boeing →  $\Delta c_d = 0.0020$
  - Douglas →  $\partial c_d / \partial M = 0.1$
- $M = M_{DL}$ : Mach de divergencia de la sustentación. A partir de esa velocidad  $dc_l/dM < 0$  (caída de la sustentación). Aparece una onda de choque en el intradós.

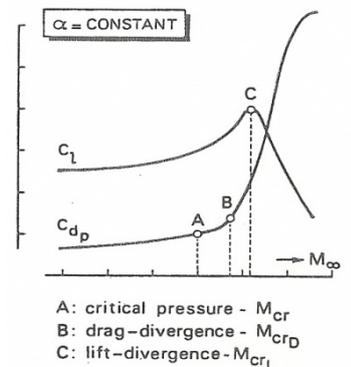


Figura 67

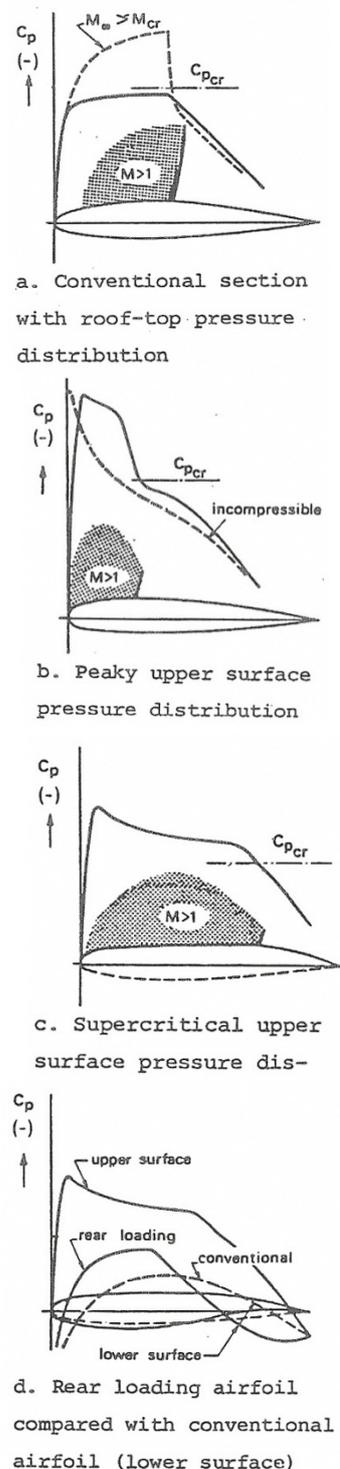
**12.5.2. Evolución del diseño de perfiles en régimen transónico:** Intentamos que se retrase lo más posible la aparición de la zona sónica sobre el perfil

- ➔ Perfil convencional con distribución de presiones plana (p. ej: NACA6): Se caracteriza por una zona supersónica bastante amplia, onda de choque intensa ( $M = 1.2 \rightarrow 1.4$ ) y  $M_{DD}$  bajo. El centro de presiones se retrasa dando tendencia a picar. Se puede mejorar el  $M_{DD}$  alargando la zona plana hacia el borde de salida. (Instalados en el Caravelle)
- ➔ Perfil con distribución de presiones picuda: Se generan fuerzas de succión intensas con compresión casi isentrópica y onda de choque débil. El  $M_{DD}$  se incrementa de 3 a 5 centésimas respecto a los convencionales para el mismo espesor. (Instalados en BA-111, VC-10, DC-9...)
- ➔ Extradós supercrítico: Extradós plano con zona supersónica más grande y valores de Mach de 1.05 a 1.1. Onda de choque menos intensa debido a la escasa curvatura del extradós, de forma que las aceleraciones son menores. Tendencia a picar (se retrasa CP). Aumento de  $M_{DD}$ .
- ➔ Perfiles con carga retrasada: Se genera sustentación en la zona final del perfil al aumentar la curvatura del intradós. Aumento del  $M_{DD}$ . Limitaciones dadas por la tendencia a picar, ya que el centro de presiones está muy retrasado; como consecuencia, se necesita una alta resistencia de equilibrado (hay que poner mucha cola horizontal: mayor consumo de combustible). Dificultad de instalar dispositivos hipersustentadores, pues el perfil queda muy afilado en el borde de salida.

### 12.5.3. Alas en flecha

- Efectos

- ➔ Se retrasan los efectos de compresibilidad ya que, para un ala infinita, el campo de velocidades y presiones sólo dependen de la componente de velocidad normal al borde de ataque.
  - $t/c$  y  $\alpha_{ef}$  aumentan como  $\cos^{-1}(\Lambda)$
  - $c_l' = c_l (\cos \Lambda)^2$  siendo  $c_l$  el del perfil normal
  - $M_{cr}$  pasa a ser  $M_{cr} \cos^{-1}(\Lambda)$
  - Si se tienen en cuenta los efectos de envergadura finita, fuselaje y góndolas, los  $\cos^{-1}(\Lambda)$  que aparecen, pasan a ser  $\cos^{-1/2}(\Lambda)$
- ➔ Aparición de efectos tridimensionales en punta y raíz. Estos efectos además inclinan las isobaras; las más próximas al borde de salida tienden a colocarse perpendiculares a la corriente normal, de forma que se reduce el efecto de la flecha
- ➔ La flecha reduce la pendiente de la curva  $c_l - \alpha$
- ➔ Empeora la entrada en pérdida, ya que comienza por la punta dando un momento a encabritar. Además, provoca un barrido de capa límite hacia la punta, engrosándola.
- ➔ Aumento del peso del ala por requerir de una construcción más compleja
  - Soluciones para mejorar el comportamiento de alas en flecha
- ➔ Aumento de la curvatura de los perfiles de la punta del ala y, en caso de necesitarlo, dotarle de torsión negativa (Aumento de la complejidad de fabricación)
- ➔ Modificaciones del borde de ataque
- ➔ Dispositivos hipersustentadores para posponer la pérdida
- ➔ Barreras para el flujo que dificulten el barrido de la capa límite hacia la punta “fences”.
- ➔ Discontinuidades en el borde de ataque
- ➔ Generadores de torbellinos frente al alerón
- ➔ En el caso de motores bajo el ala, instalar “pylons”, que desprenden un torbellino estabilizador a elevados ángulos de ataque (aumenta la energía de la capa límite de forma que se desprenda más tarde)



**Figura 68: Distribución de presiones para cuatro tipos de perfiles**

# 13. Selección de parámetros geométricos del ala

## 13.1. Introducción

Superficie alar “ $S_w$ ”	Envergadura “ $b$ ”	Forma en Planta	Alargamiento “ $A$ ”	Flecha “ $\Lambda$ ”	Espesor relativo $t/c$
Perfil	Estrechamiento “ $\lambda$ ”	Torsión “ $\theta$ ”	Diedro “ $\Gamma$ ”	CMG	CMA

## 13.2. Forma en planta

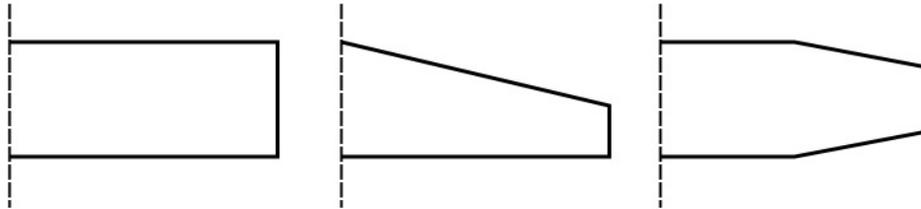


Figura 69: Esquemas de tres semialas con forma en planta rectangular (Izquierda), con estrechamiento (Centro), y Mixta (Derecha)

- Rectangular: ( $\lambda = 1$ ), de muy fácil construcción
- Con estrechamiento: ( $\lambda < 1$ ) es más compleja en cuanto a construcción, pero presenta ciertas ventajas como:
  - Aerodinámica: Se puede conseguir una distribución de sustentación casi elíptica.
  - Ahorro de peso: Para una misma carga alar, cuanto mayor sea el estrechamiento, menor será el momento flector, y por tanto menos necesidad de rigidizar.
  - Disminuye la cuerda en las zonas que originan un mayor momento flector.
  - Mejores características de resistencia inducida.
  - Valores típicos:  $\lambda = 0.2 \rightarrow 0.4$  para subsónico alto, y  $\lambda = 0.4 \rightarrow 0.6$  para subsónico bajo.
- Mixta: Muy empleada en aviones turbohélice. Rectangular desde el encastre hasta un cierto punto y de ahí en adelante con cierto estrechamiento.

## 13.3. Alargamiento

$A = b^2/S_w = b/CMG$  función de la proporción entre las cuerdas y la envergadura del ala

Al aumentar el alargamiento, aumenta la eficiencia aerodinámica y mejora la resistencia inducida

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi A \varphi} \quad \uparrow A \Rightarrow \downarrow c_{Di} \Rightarrow \downarrow c_D \Rightarrow \uparrow E$$

Pero también aumenta el peso del ala y el momento flector (a igualdad de carga alar, el momento flector será mayor), originando problemas aeroelásticos. Además aumenta el efecto suelo y disminuye la maniobrabilidad en balance. Se ha de llegar a una solución de compromiso que conduce a los siguientes márgenes típicos:

- Aviones de transporte para régimen subsónico alto:  $A = 7 \rightarrow 10$
- Aviones de transporte de hélice:  $A = 9 \rightarrow 12$
- Avioneta bimotora:  $A = 7 \rightarrow 9$
- Avioneta monomotora:  $A = 5.5 \rightarrow 8$

### 13.4. Flecha, espesor y perfil

→ Flecha: La flecha se hace necesaria para volar en subsónico alto, pero se procura elegir pequeña (menor de 30°) para evitar sus efectos adversos. Ello conduce al empleo de perfiles con espesores medios relativos usuales de 0.09 a 0.10, es decir, reducidos pese a ser supercríticos.

→ Espesor y perfil: Se ha de tener en cuenta sus efectos sobre la capacidad de los tanques, el tipo de entrada en pérdida, la eficiencia de los dispositivos hipersustentadores y el peso del ala.

Lo normal es que los perfiles sean diferentes según su ubicación en el ala, y según tengan dispositivo hipersustentador o no:

- Sin flaps o alerones  $t/c \sim 12-16\%$
- Con flaps  $t/c \sim 14-20\%$
- Cuando se vuela en subsónico alto, la resistencia comienza a ser muy crítica y se utiliza  $t/c \sim 9-12\%$

Estimación de Torenbeek para  $t/c$ :  $t/c = 0.3 \left\{ \left[ 1 - \left( \frac{5 + M^2}{5 + M^{*2}} \right)^{3.5} \right] \frac{\sqrt{1 - M^2}}{M^2} \right\}^{2/3}$  Donde:

- $M \equiv M_{DD}$  de diseño del perfil
- $M^* = \begin{cases} 1.0 & \text{para perfiles convencionales con espesor máximo} \\ 1.05 & \text{para perfiles con distribución picuda} \\ 1.12-1.15 & \text{para perfiles supercríticos} \end{cases}$

### 13.5. Estrechamiento

$\lambda$  se fija atendiendo a la zona del ala por la que se quiere que se inicie la pérdida, al aprovechamiento estructural, y a la mejora de la eficiencia aerodinámica. Dependerá del valor de la flecha que tengamos, ya que ambos influyen en la zona de inicio de la pérdida. Valores típicos son:  $\lambda = 0.4-0.6$  para alas sin flecha, y  $\lambda = 0.2-0.4$  para alas con flecha. Como dato, se considerará que el punto de  $c_{l_{max}}$  se situará aproximadamente en  $\bar{y} = 1 - \lambda$ .

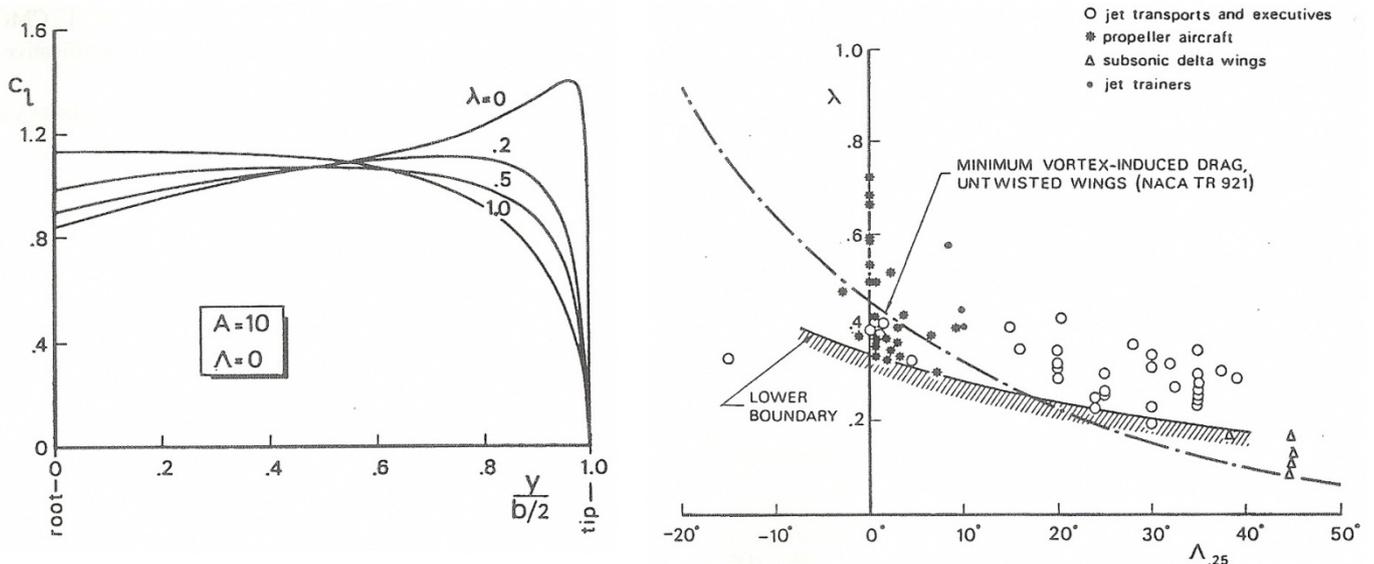


Figura 70: (Izquierda) Distribución de sustentación a lo largo del ala para diferentes valores de estrechamiento. (Derecha) Pares de valores estrechamiento-flecha para distintos tipos de aeronave

### 13.6. Torsión

Es un parámetro geométrico del ala que consiste en variar la línea de sustentación nula de los perfiles. Su efecto es la variación del ángulo de incidencia de la corriente. Se emplea principalmente en alas con flecha para alejar el comienzo de la entrada en pérdida de la punta del ala.

Para ello se emplean valores de torsión negativos<sup>8</sup>, con distribución habitualmente lineal. La torsión negativa reduce el  $c_l$  en la punta del ala, teniendo cuidado de no dar torsiones grandes, que pueden dar lugar a incrementos de la resistencia inducida inaceptables.

La torsión centra la zona de entrada en pérdida del ala (Figura 71), pero sólo se utilizará si es necesario, ya que complica mucho la construcción del ala, y por tanto la encarece. Valores típicos son de 2° a 6° de torsión lineal negativa hacia la punta

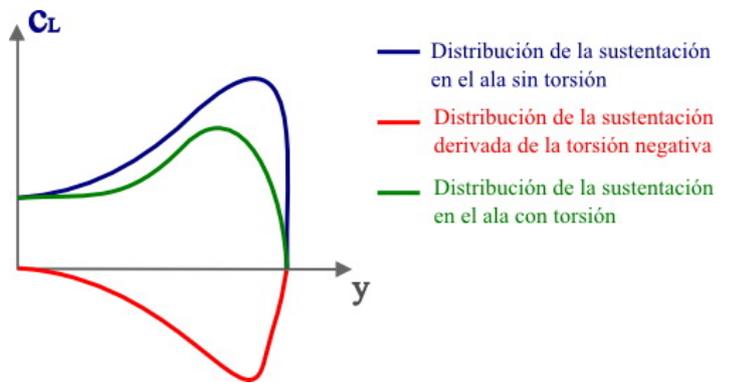


Figura 71

### 13.7. Diedro

En diseño conceptual no se puede decir nada, pues es un parámetro que se selecciona analizando la estabilidad lateral-direccional del avión. Se estimará de aviones semejantes y se fijará en etapas posteriores.

Como resumen se presenta una tabla con los valores típicos de algunos de los parámetros estudiados:

	A	$\Lambda_{0,25}$	$t/c$	$\lambda = c_t/c_r$
TF subsónico alto	7-10 <sup>9</sup>	20°-37°	9-12% punta	0.2-0.4
			12-15% encastre	
TH subsónico bajo	9-12 <sup>10</sup>	0°	12-15% punta	0.4-0.6
			15-20% encastre	
Avionetas	5.5-9 <sup>11</sup>	0°	16-20%	0.6-1

<sup>8</sup> Torsión negativa: los perfiles próximos al encastre ven un mayor ángulo de ataque que los de la punta, esto es así para que, al aumentar el ángulo de ataque, el de la punta (donde están los alerones) sea menor que el del encastre, pudiendo este último alcanzar el ángulo de entrada en pérdida del ala sin afectar a los controles.

<sup>9</sup> En los últimos años se tiende a 9.5-10. Boeing suele utilizar un menor alargamiento que Airbus.

<sup>10</sup> Este valor es mayor porque los TH no tienen flecha. Además, como en los TH la carga alar es menor, se puede tender a alargamientos mayores.

<sup>11</sup> En las avionetas, el mantenimiento es escaso, así que hay que ser muy conservadores.



# 14. Dispositivos hipersustentadores y superficies de mando en el ala

## 14.1. Consideraciones generales

La entrada en pérdida del ala limita el coeficiente de sustentación del avión a un valor máximo,  $c_{L_{max}}$ , que no puede superarse mediante el incremento del ángulo de ataque. Durante el vuelo horizontal uniforme el peso del avión es equilibrado por la sustentación ( $W = L = 1/2 \rho V^2 S_w c_L$ ), por tanto, la existencia de dicho coeficiente de sustentación máximo, impide mantener el vuelo con velocidades inferiores a una mínima, denominada velocidad de entrada en pérdida. Tanto para aterrizar como para despegar, se debe disponer de una pista con una longitud suficiente como para permitir, en el primer caso, que el avión se detenga por completo y, en el segundo, que alcance la velocidad necesaria para poder despegar o que pueda detenerse por completo si se produce fallo de motor antes de haber alcanzado la velocidad de decisión. Cuanto menor sea la velocidad de entrada en pérdida ( $V_S$ ), tanto menor podrá ser su velocidad durante las maniobras de despegue y aterrizaje y, como consecuencia, tanto menor será la longitud de pista necesaria para realizarlas, lo que permitirá al avión operar en un mayor número de aeropuertos.

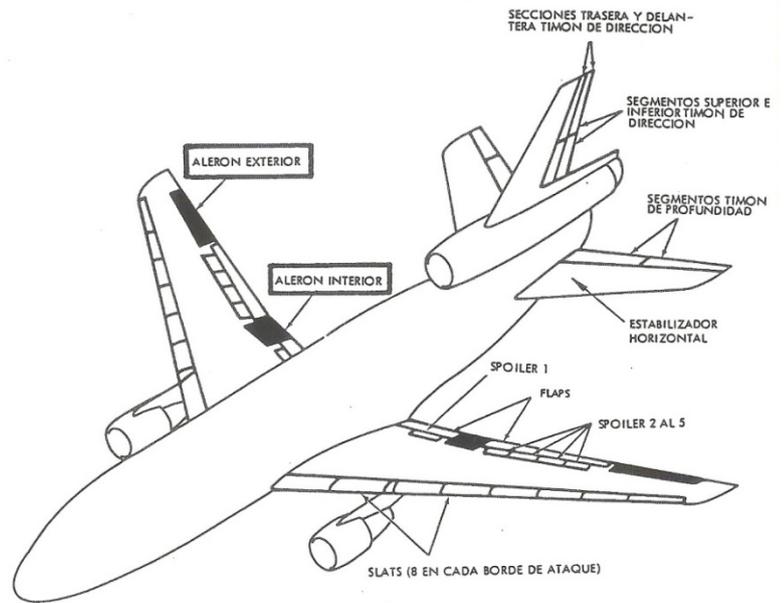


Figura 72: Situación de los mandos de vuelo en un DC-10

Como la velocidad de entrada en pérdida de los aviones en configuración de crucero suele ser excesivamente alta, hay que idear dispositivos que al ser desplegados permitan reducirla cuando el avión se dispone a despegar o aterrizar: Su misión será aumentar el  $c_{L_{max}}$ . Estos dispositivos también se emplean en las fases de vuelo inmediatamente posterior al despegue (subida en segundo segmento), y anterior al aterrizaje (aproximación final), pero no en las fases de subida, crucero y descenso, puesto que su utilización lleva aparejado un incremento de resistencia aerodinámica que no está justificado en las fases de vuelo donde es posible alcanzar el coeficiente de sustentación apropiado sin recurrir a dispositivos hipersustentadores.

El accionamiento de los dispositivos de mando del avión produce las fuerzas aerodinámicas necesarias para la maniobra. En el ala encontramos los alerones y los spoilers, que proporcionan momento de balance.

**Alerones:** Según el régimen de vuelo podemos encontrar un solo juego de alerones en la punta del ala (ideal) o dos juegos. En subsónico alto, la flecha y el parámetro de estrechamiento (menor rigidez del ala) provocan una distribución de sustentación que conducen a una tendencia a picar cuando se deflecan los alerones (efecto contrario al que se busca), fenómeno denominado “inversión de mando”. Por ello, se coloca un segundo juego de alerones (más cerca del encastramiento), que se manejan sólo a altas velocidades.

**Spoilers:** Son chapas ubicadas en el extradós que se levantan por su lado más retrasado. Su eje suele coincidir con el larguero posterior. Los spoilers de vuelo proporcionan control de balance junto con los alerones, así como ayuda para la reducción de velocidad en descenso. Los spoilers de tierra se sitúan cerca del encastramiento y ayudan al frenado rompiendo la sustentación, y evitando que la sustentación que aún queda favorezca el rebote de la aeronave. No se emplean en vuelo pues desprenden torbellinos que pueden perjudicar mucho a los estabilizadores de cola.

Las expresiones que relacionan el coeficiente de sustentación con la longitud de pista necesaria para despegue o aterrizaje son:

$$L = W \Rightarrow 1/2 \rho V_S^2 S_w c_{Lmax} = W = cte; \quad V_S \downarrow \Rightarrow \Delta c_{Lmax} \uparrow$$

- $$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} = K_{TO} \frac{W_{TO}/S_w}{\sigma c_{Lmax TO} S_{TOFL}} \Rightarrow S_{TOFL} = K_{TO} \frac{W_{TO}/S_w}{\sigma T_{TO}/W_{TO} c_{Lmax TO}}$$
- $$\frac{W_{TO}}{S_w} = K_L \sigma c_{Lmax FL} \frac{W_{TO}}{W_L} S_{LFL} \Rightarrow S_{LFL} = \frac{W_{TO}/S_w}{K_L \sigma W_{TO}/W_L c_{Lmax L}}$$

## 14.2. Dispositivos hipersustentadores <sup>12</sup>

Una primera clasificación de los dispositivos hipersustentadores distingue entre los pasivos y los activos. Estos últimos dependen para su funcionamiento de una fuente (generalmente motores) que comunique energía al aire y se emplean casi exclusivamente en aviones de despegue corto (STOL: Short Take-Off & Landing) de de despegue vertical (VTOL: Vertical Take-Off & Landing). Los dispositivos pasivos, en cambio, son con diferencia los más utilizados, y se basan en el uso de uno o varios de los siguientes principios:

- Aumento de la curvatura de los perfiles.
- Control de la capa límite. Bien inyectando cantidad de movimiento en la subzona de baja energía cinética, o succionando esta subzona.
- Aumentando el área efectiva del ala mediante superficies sustentadoras auxiliares que se desplazan al mismo tiempo que se deflecan, con lo que se aumenta la cuerda del perfil.

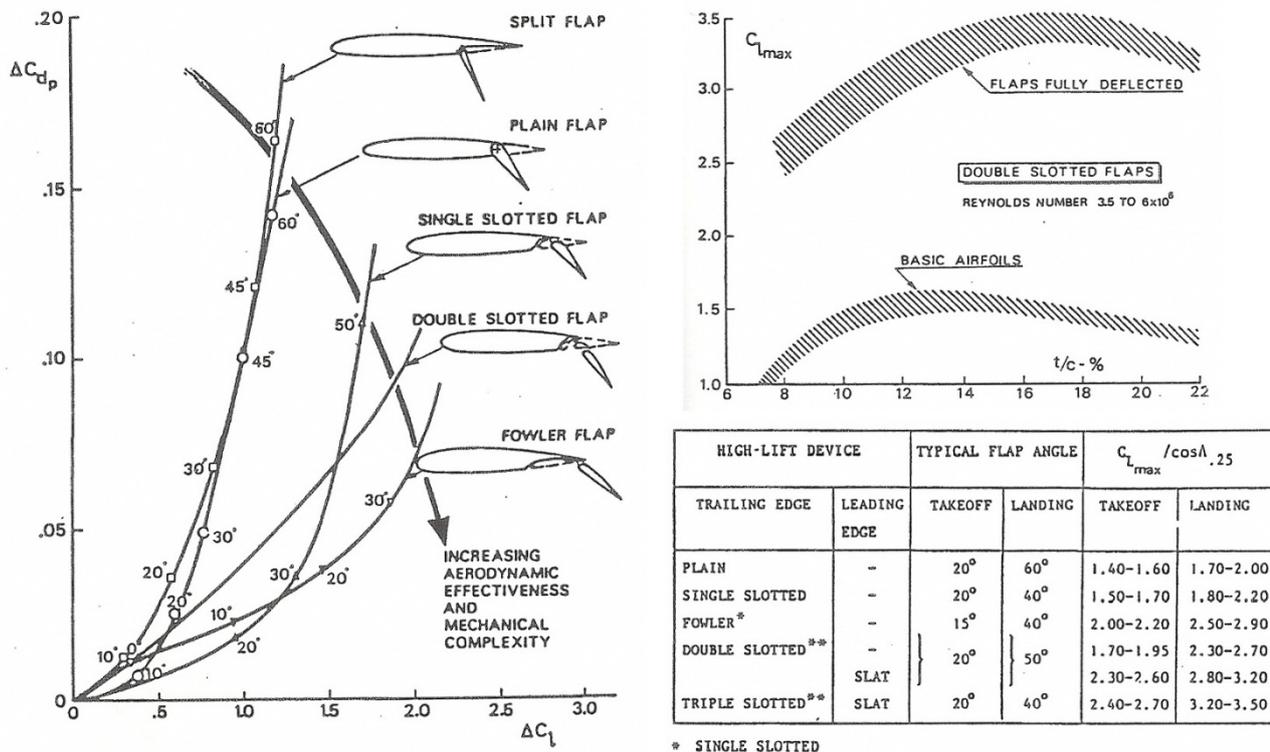


Figura 73: (Izquierda) Variación de la eficiencia aerodinámica al desplegar distintos dispositivos hipersustentadores. (Derecha-arriba), variación de  $c_{Lmax}$  para perfiles con y sin dispositivos hipersustentadores. (Derecha-debajo) ángulos de deflexión y aumento del  $c_{Lmax}$  para diferentes dispositivos hipersustentadores.

<sup>12</sup> El nombre no es del todo correcto. No existe un aumento de la sustentación, ya que se sigue cumpliendo  $L=W$ . Lo que aumenta es  $c_L$  permitiendo volar más despacio, pero manteniendo la misma  $L$ .

### 14.2.1. Dispositivos de borde de salida

- ➔ Flap simple (aumento de curvatura): Básicamente consiste en construir el perfil de manera que la parte posterior del mismo pueda girar alrededor de un eje. El ángulo que dicha parte posterior, esto es, el flap propiamente dicho, gira alrededor del eje es la deflexión del flap  $\delta_f$ . El aumento de curvatura que introduce esta deflexión acarrea un aumento del coeficiente de sustentación (Figura 74). En la misma figura se observa que, además del desplazamiento de la curva de sustentación hacia arriba, se produce un aumento del valor máximo del coeficiente de sustentación y una variación del ángulo de ataque al que dicho máximo se presenta.
- ➔ Flap ranurado (aumento de curvatura y control de capa límite): Este dispositivo difiere del flap simple en la presencia de una o varias ranuras que comunican el intradós con el extradós, lo que permite que se alcancen mayores deflexiones del flap sin llegar al desprendimiento de la capa límite.
- ➔ Flap Fowler (Aumento de cuerda, aumento de curvatura y control de capa límite): En este caso, además de la deflexión del flap y la ranura se utiliza otro efecto: el aumento de la cuerda del perfil conseguido mediante el desplazamiento hacia atrás del flap. Este efecto produce un aumento en la pendiente de la curva de sustentación del perfil, aumento que es proporcional al cociente entre la cuerda extendida y la cuerda original:

$$\left. \begin{aligned} c_l &= \frac{l}{1/2 \rho V^2 c} \\ c_l' &= \frac{l}{1/2 \rho V^2 c'} \end{aligned} \right\} \rightarrow c_l = c_l' \frac{c'}{c} \quad (c': \text{cuerda extendida})$$

- $c' < c + c_f$  pues parte de  $c_f$  está oculta
- Para obtener lo que mide la parte oculta del flap, se toman distancias hasta el larguero posterior, pues es el límite físico. De cualquier forma, el eje de charnela del flap está prácticamente a la misma altura que el de los spoilers, y éstos sí son visibles.

Combinando los tipos anteriores, se obtienen flaps doble y hasta triplemente ranurados que en mayor o menor medida tienen un efecto Fowler de extensión de la cuerda.<sup>13</sup>

- ➔ Flap de intradós (Aumento de curvatura): Flap que, para el mismo incremento de sustentación, proporciona una resistencia aerodinámica mayor que la de un flap simple, pero con un momento de picado menor.

### 14.2.2. Dispositivos de borde de ataque

- ➔ Slot (control de capa límite): Se trata de una ranura practicada en las proximidades del borde de ataque que consigue evitar el desprendimiento de la capa límite en esa zona mediante la comunicación entre intradós y extradós.
- ➔ Flap de borde de ataque (aumento de curvatura): Sigue la misma filosofía que el flap simple, pero aplicada a la parte anterior del perfil.

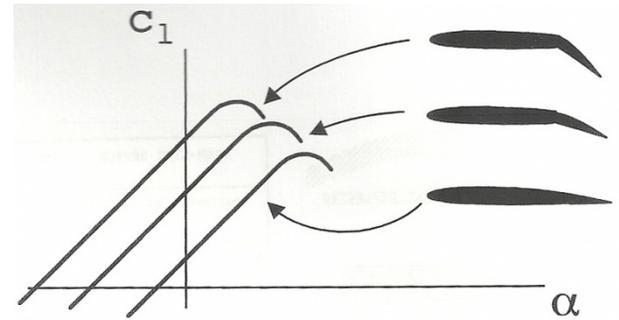


Figura 74: Curvas de sustentación para un perfil con flap simple

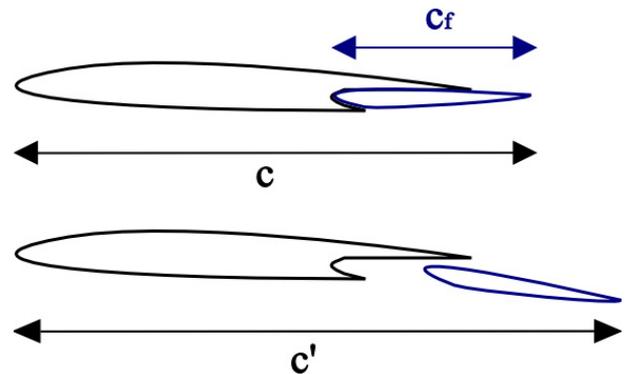


Figura 75: Esquema de la cuerda de un perfil con y sin flap Fowler extendido.

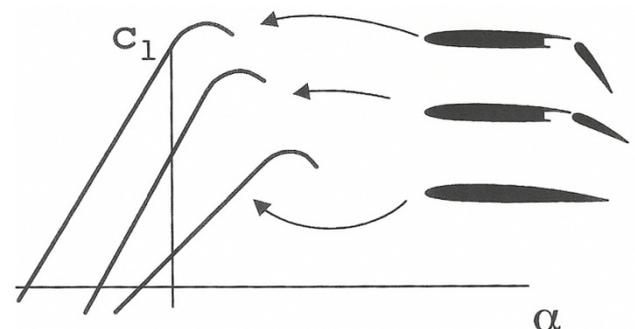


Figura 76: Curvas de sustentación para un perfil con flap Fowler.

<sup>13</sup> IMPORTANTE:  $S_w$  es una superficie de referencia que NO CAMBIA aunque extendamos flaps. En realidad la superficie alar cambia (así como la cuerda "c" utilizada para adimensionalizar la sustentación de un perfil; no obstante SIEMPRE utilizaremos las mismas referencias.

- ➔ Slat (Control de capa límite y aumento de curvatura): Consigue evitar el desprendimiento de la capa límite en las proximidades del borde de ataque mediante la modificación del campo de velocidades, provocado por la presencia de un pequeño perfil (el slat) por delante del borde de ataque.
- ➔ Flap Kruger: funciona modificando la curvatura del perfil y el campo de velocidades cerca del borde de ataque

Airbus sólo utiliza slats; Boeing utiliza slat en la zona que va desde la punta del ala hasta el motor, y flap Kruger desde el motor hasta el encastre. Esto último es debido a que en la zona del encastre, la corriente tiene un comportamiento muy complejo como para utilizar el mismo perfil para altas y bajas velocidades. Por ello aprovechamos el flap Kruger, que da al ala un perfil cuando está retraído y otro cuando está deflecionado.

En el diseño de un ala se comienza a colocar dispositivos hipersustentadores en el borde de salida, porque son más potentes y efectivos. No obstante, si  $W_{TO}/S_w \cdot \cos^{-1}(\Lambda_{0,25}) \geq 5500 Pa$ , se recomienda también utilizar dispositivos en el borde de ataque.

Una combinación adecuada de dispositivos de borde de ataque y salida puede conseguir un aumento del coeficiente de sustentación<sup>14</sup>, evitando al mismo tiempo el momento de cabeceo a picar, que generalmente introducen los flaps de borde de salida, momento que debe ser equilibrado por una fuerza hacia abajo producida por la superficie horizontal de cola, lo que tiende a disminuir el coeficiente de sustentación total del avión, en contra de lo que se pretende.

### 14.3. Efectividad del flap (simple)

$$\Delta c_{l0} = c_{l\alpha} \tau_f \eta_f \delta_f$$

- $c_{l\alpha}$ : pendiente de la curva de sustentación del perfil. En ausencia de un dato más preciso, la pendiente de la curva de sustentación del perfil se puede tomar de acuerdo con la teoría linealizada de perfiles delgados en régimen incompresible, como  $2\pi$ .
- $\tau_f$ : efectividad del flap. Obtenida a partir de la teoría linealizada de

perfiles delgados con flaps, es  $\tau_f = 1 - \frac{\theta_f - \sin \theta_f}{\pi}$ , siendo  $\theta_f = \arccos\left(2 \frac{c_f}{c} - 1\right)$

- $\eta_f$ : corrección de  $\tau_f$  por efectos no lineales.
- $\delta_f$ : deflexión del flap.

Es interesante considerar el efecto de la deflexión del flap como equivalente a un incremento del ángulo de ataque del perfil; en este sentido, el producto  $(\tau_f \cdot \eta_f)$  representa el factor por el que hay que multiplicar la deflexión del flap para obtener el incremento de ángulo de ataque equivalente.

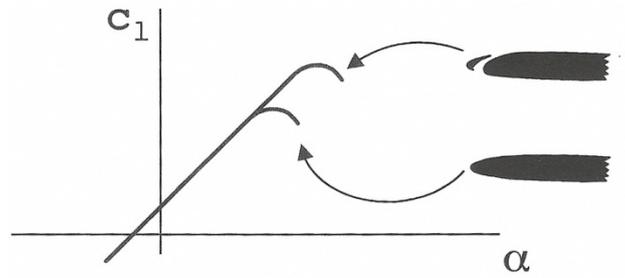


Figura 77: Curvas de sustentación para un perfil con slot

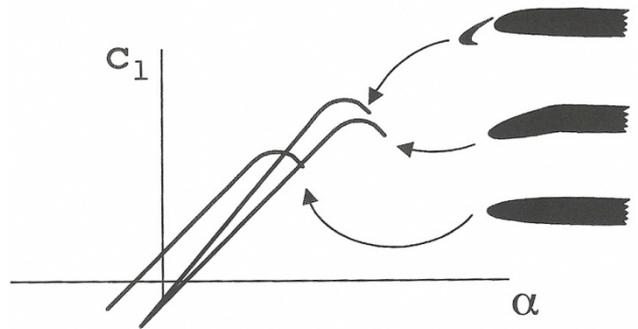


Figura 78: Curvas de sustentación para un perfil con slat (arriba), y con flap de borde de ataque (debajo)

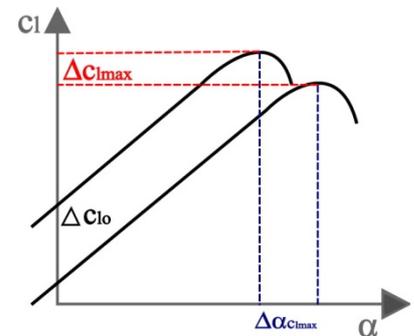


Figura 79: Curvas de sustentación de un perfil con y sin deflexión del flap

<sup>14</sup> Consideraremos  $c_{LmaxTO} \approx 1.8 - 2.2$  y  $c_{LmaxL} = 2.5 - 3.2$  como valores típicos en despegue y aterrizaje respectivamente.

$$\Delta c_{l0} = 2\pi(\tau_f \eta_f) \delta_f = 2\pi \cdot \Delta\alpha|_{eq} \Rightarrow (\tau_f \eta_f) = \frac{\Delta\alpha|_{eq}}{\delta_f}$$

Para determinar la efectividad de otros tipos de flap se debe utilizar la curva  $\eta_f - \delta_f$  (Figura 80 derecha). Además, si hay un efecto de extensión de cuerda se debe tener en cuenta que las expresiones anteriores se aplican al perfil con la cuerda extendida, por lo que, para referirlas al original habrá que multiplicar por el cociente entre la cuerda extendida “c' ” y la original “c”:

$$l = l' \Rightarrow 1/2 \rho V^2 c' c_l = 1/2 \rho V^2 c c_l \Rightarrow c_{l\alpha} = c'_{l\alpha} c'/c$$

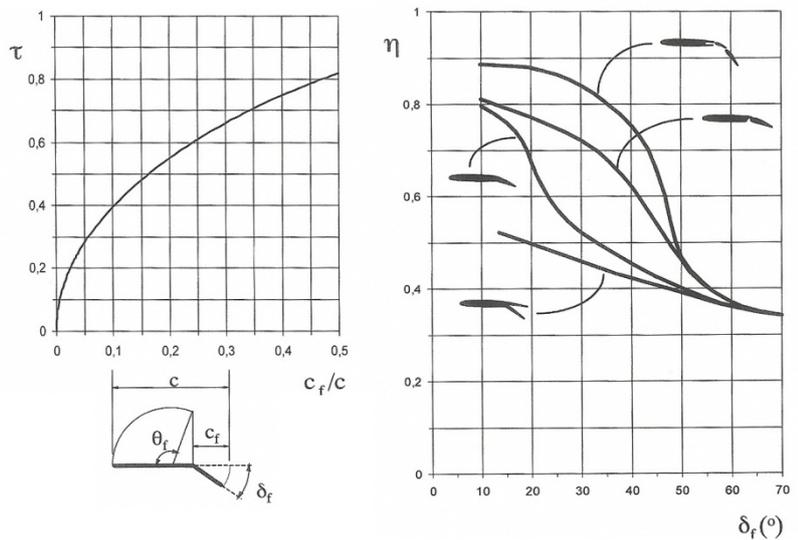


Figura 80: (Izquierda) variación de la efectividad de un flap simple con el porcentaje de cuerda ocupado por el flap. (Derecha) variación de la corrección de la efectividad con el ángulo de deflexión para diferentes tipos de flap.

### 14.4. Incremento del coeficiente de sustentación máximo

El incremento del coeficiente de sustentación máximo del ala  $\Delta c_{Lmax}$ , se puede relacionar con el incremento del coeficiente de sustentación máximo del perfil producido por el dispositivo hipersustentador  $\Delta c_{lmax}$  por medio de la siguiente aproximación:

$$\Delta c_{Lmax} = 0.92 \cdot \Delta c_{lmax} \frac{S_{fw}}{S_w} \cos(\Lambda_{0.25}) \text{ para flaps ranurados}$$

Donde  $S_{fw}$  es la superficie alar de los perfiles que cuentan con flap;  $S_w$  es la superficie alar y  $\Lambda_{0.25}$  la flecha en la línea de puntos 1/4.

La expresión anterior es aplicable a flaps ranurados. Si los flaps son simples, la reducción del incremento del coeficiente de sustentación máximo al aumentar la flecha es aún más acusada, debiendo elevarse al cubo el coseno de la flecha para tener este hecho en cuenta.

$$\Delta c_{Lmax} = 0.92 \cdot \Delta c_{lmax} \frac{S_{fw}}{S_w} \cos^3(\Lambda_{0.25}) \text{ para flaps no ranurados}$$

### 14.5. Efecto de los flaps sobre la resistencia aerodinámica

El accionamiento de los flaps da lugar a un incremento de la resistencia, incremento que es tanto mayor cuanto mayor es la deflexión de los flaps. Esto lleva a utilizar deflexiones de flaps moderadas (de 15° a 20°) en configuración de despegue para aprovechar mejor la aceleración proporcionada por los motores y, sobre todo, conseguir un gradiente de subida suficientemente grande para superar obstáculos, incluso aunque falle un motor. Las deflexiones máximas de los dispositivos se reservan para la configuración de aterrizaje, ya que entonces, el incremento de resistencia favorece la detención del avión.

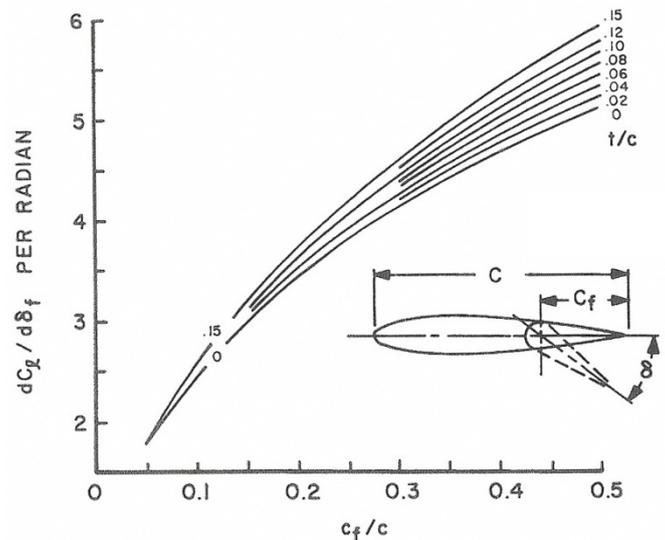


Figura 81

En la Figura 73 izquierda, se presentan valores típicos de incrementos de coeficientes de sustentación y resistencia para perfiles dotados de distintos tipos de flaps. Puede apreciarse como, a medida que la complejidad del dispositivo crece, el incremento de resistencia asociado a un mismo incremento de sustentación es menor, al menos para deflexiones de flaps grandes.

Device	Max. increment in lift coefficient*	
	2- dim. potential	Typical 3- dim. value*
Basic aerofoil - subsonic	1.6	1.50
Basic aerofoil - sharp nose	1.0	0.95
Plain trailing edge flap: 20% chord	0.80	0.55
40% chord	1.10	0.75
Split flap (no gap) ( $\nu/c = 0.15$ ; 20% chord	0.9	0.60
40% chord	1.4	0.95
Single-slotted flap: 20% chord	1.2	0.80
40% chord	1.8	1.20
Double-slotted flap: 40% (+26%) chord	2.5	1.65
Triple-slotted flap: 40% chord overall	2.9	1.90
Fowler flaps: 20% chord	1.2	0.80
40% chord	1.8	1.2
Fowler plus split flap: 40% chord	2.2	1.45
Plain leading edge flap: 15% chord	0.5	0.4
Vented slat: 18% chord	1.0	0.85
Kruger flap: 20% chord	0.8	0.65
Vented Kruger flap: 20% chord	1.0	0.85

\* Notes: 1) Typical 3-dimension values are for moderate to high aspect ratio unswept wings, allowing for part span effects. Multiply by  $(\cos A_{1/4})$  for swept case. A typical corresponding value for plain/single-slotted flaps on a low aspect ratio wing is 0.25.  
 2) Take-off lift coefficient values are usually 50 to 60% of maximum (landing) values quoted, see Chapter 6, paragraph 6.2.4.4.

## 14.6. Superficies de mando

- ➔ Los alerones, como ya se ha comentado, son los dispositivos que proporcionan mando de balance.
- ➔ Cuando la flecha del ala es elevada, los alerones son poco efectivos, por flujo paralelo a la charnela.
- ➔ A la hora de dimensionar, se da prioridad a los flaps, y luego se coloca el alerón de forma que no quede muy cerca de la punta.
- ➔ Si los alerones no son suficientes, nos ayudamos de los spoilers de vuelo para el mando en balance.
- ➔ Para tener una idea del mando de balance, su capacidad, se analizan los coeficientes de volumen del alerón de aviones semejantes, dados por:

$$\frac{1/2 \rho V^2 c_{la} S_a \bar{y}_a b/2}{1/2 \rho V^2 c_l S_w b/2} \approx \frac{S_a \bar{y}_a}{S_w} = \frac{S_a \bar{y}_a}{S_w \cdot b/2}$$

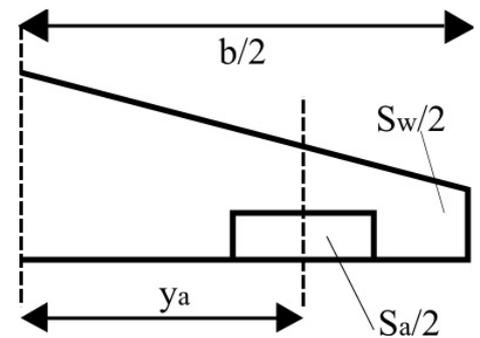
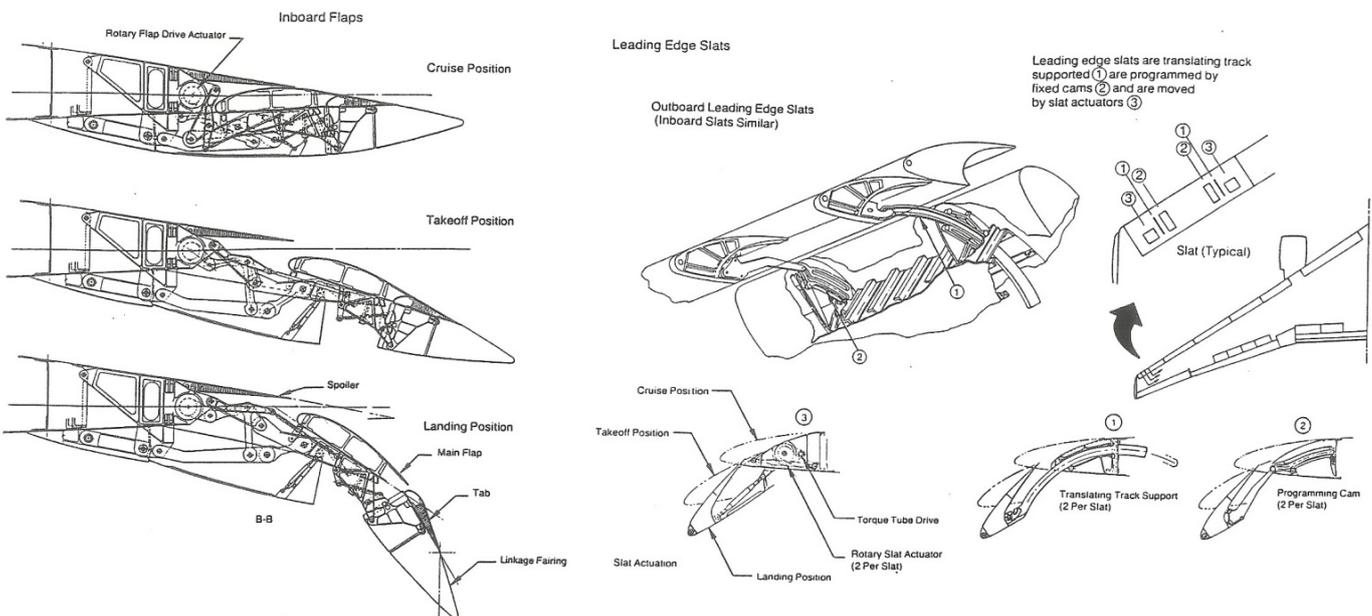


Figura 82



# 15. Distribución de pesos y centrado

## 15.1. Introducción

La posición del centro de gravedad de un sistema respecto de una referencia determinada se calcula mediante la

expresión:  $x_{cg} = \frac{\sum m_i x_{cgi}}{\sum m_i}$ . Los ejes de referencia empleados para expresar el centro de gravedad del avión puede

tener su origen en el morro del avión, aunque el más empleado es el que tiene su origen alineado con el borde de ataque de la cuerda media aerodinámica. La posición del centro de gravedad respecto del ala y de las superficies de cola es fundamental de cara al momento de cabeceo, por ello tiene límites anteriores (debido a que una posición muy adelantada dificulta la rotación del avión en torno al tren en el despegue) y posteriores (una posición muy retrasada podría levantar el morro del avión en tierra), además de todas las limitaciones debidas a la estabilidad y control del avión en vuelo.

L y W son, con diferencia, las fuerzas más grandes (unas 20 veces más que D y T), por eso tienen que estar bien compensadas en fuerzas y momentos. El centro aerodinámico puede tomarse como fijo, mientras que el centro de gravedad se va moviendo durante el vuelo. Un ala pura tiene el CA en el 25%; el fuselaje lo adelanta (~ 5%) y los efectos transónicos lo retrasan.

AIRPLANE TYPE		C.G. LIMITS, PER CENT M.A.C.						PAY-LOAD % OEW	$\frac{S_{nh}}{S_c}$	hor. tail type **	$C_{L_{max}}$ ***
		FORWARD		REAR		RANGE					
		takeoff landing	flight	takeoff landing	flight	takeoff landing	flight				
2 JET ENGINES	Aerospatiale Corvette SN601	-	20.0	-	36.0	-	16.0	28.3	.64	V	2.40
	A.C. Jet Commander 1121	20.0	20.0	36.0	36.0	16.0	16.0	20.6	.54	F	1.66
	Lear Jet 25	9.0	9.0	30.0	30.0	21.0	21.0	35.6	.64	F	1.39
	H. Siddeley HS-125 1A/1B	18.0*	18.0*	37.5*	37.5*	19.5*	19.5*	14.0	.69	F	2.44
	Dassault Mystère 20F	14.0	16.0	28.5	28.5	14.5	12.5	23.1	.66	V	2.30
	H.F.B. Hansa	13.0	11.7	23.0	21.7	10.0	10.0	30.9	.71	F	2.00
	Fokker VFW F-28 Mk1000	18.0	17.0	35.0	37.0	17.0	20.0	42.0	.97	V	2.53
	BAC 1-11 Srs. 400	15.0*	14.0*	39.0*	41.0*	24.0*	27.0*	35.3	.85	V	2.38
	Sud. Av. Caravelle 10R	25.0	25.0	41.5	41.5	16.5	16.5	32.3	.56	F	2.10
	McD. Douglas DC-9/10	16.3	15.0	39.0	40.0	22.7	25.0	42.4	1.15	V	2.40
	DC-9/33F	5.9	3.1	34.7	34.7	28.8	31.6	70.8	1.18	V	2.98
	Boeing 737/100	15.0	15.0	35.0	35.0	20.0	20.0	49.4	1.14	V	3.10
	Airbus A-300 B2	11.0	11.0	31.0	31.0	20.0	20.0	37.4	1.07	V	2.65
3 OR 4 JET ENGINES	Lockheed 1011 Tristar	-	12.0	-	32.0	-	20.0	36.1	.93	A	2.57
	Boeing 707/120	16.0	16.0	34.0	34.0	18.0	18.0	38.2	.61	V	1.86
	720/022	15.0	15.0	31.0	31.0	16.0	16.0	31.9	.59	V	2.26
	747/200B	-	12.5	-	32.0	-	19.5	45.8	1.00	V	2.55
	McD. Douglas DC-8/21	16.5	16.5	32.0	32.0	15.5	15.5	27.0	.58	V	2.10
	Lockheed C-141A	19.0	19.0	32.0	32.0	13.0	13.0	50.3	.51	V	2.32
Lockheed C-5A	19.0	19.0	41.0	41.0	22.0	22.0	67.9	.64	V	2.60	
1 PROPELLER ENGINE	Fokker S-11 Instructor	21.5	21.5	27.0	27.0	5.5	5.5	22.2	.43	F	1.25
	Cessna 172, Normal Cat.	15.6	15.6	36.5	36.5	20.9	20.9	64.3	.59	F	2.14
	177, Normal Cat.	5.0	5.0	28.0	28.0	23.0	23.0	58.6	.60	A	1.86
	177, Utility Cat.	5.0	5.0	18.5	18.5	13.5	13.5	58.6	.60	A	1.86
	206 Skywagon	12.2	12.2	39.4	39.4	27.2	27.2	67.3	.77	F	2.16
	Beechcraft B-45 Mentor	20.1	19.0	28.0	28.0	7.9	9.0	17.4	.54	F	2.01
	Piaggio P-148 (3 seater)	22.3	22.3	30.7	30.7	8.4	8.4	26.3	.43	F	1.90
	Filatus PC-6-M2 Porter	11.0	11.0	34.0	34.0	23.0	23.0	79.9	.67	A	2.28
	Saab 91-B Safir	17.9	17.9	27.1	27.1	9.2	9.2	23.9	.64	F	-
	De Havilland DHC-2 Beaver	17.4	17.4	40.3	40.3	22.9	22.9	49.3	.76	F	-
2 PROPELLER ENGINES	Cessna Model 337	17.3	17.3	30.9	30.9	13.6	13.6	37.1	.51	F	1.78
	Piper PA 30C Twin Comanche	12.0	12.0	27.8	27.8	15.8	15.8	40.7	.44	A	1.66
	Beechcraft Queen Air M. 80	16.0	16.0	29.9	29.9	13.9	13.9	44.9	.73	F	1.88
	Dornier Do 28-D-1	10.7	10.7	30.8	30.8	20.1	20.1	34.7	.67	A	2.36
	DHC-6 Twin Otter	20.0	20.0	36.0	36.0	16.0	16.0	74.0	.93	F	2.37
	Nord 262	16.0	16.0	30.0	30.0	14.0	14.0	48.0	.96	F	2.23
	Fokker VFW F-27 Mk 200	20.0	18.7	38.0	40.7	18.0	22.0	55.8	.96	F	2.94
	Hurel Dubois HD 32	23.5	23.5	46.5	46.5	23.0	23.0	36.5	1.32	F	2.70
	Convair 240	15.0	8.5	31.0	33.0	16.0	24.5	33.9	1.07	F	2.33
	340	13.0	8.5	34.0	35.0	21.0	26.5	56.0	1.03	F	2.61
H. Siddeley Andover C.Mk I	13.3*	13.3*	36.0*	36.0*	22.7*	22.7*	53.6	1.09	F	2.88	
4 PROPELLER ENGINES	Breguet 941	23.0	23.0	32.0	32.0	9.0	9.0	70.0	1.05	V	7.19
	Douglas DC-6	16.0	12.0	33.0	35.0	17.0	23.0	29.4	1.04	F	2.77
	Lockheed 188C Electra	15.0	13.0	32.0	33.0	17.0	20.0	53.6	.80	F	2.54
	Bristol 175 Britannia	13.0*	12.0*	34.5*	35.5*	21.5*	23.5*	37.3	.97	F	2.56
	Lockheed L-1049 H	18.0	15.0	32.0	34.0	14.0	19.0	44.9	1.15	F	2.60
	L-1649 A	15.0	12.0	32.0	34.0	17.0	22.0	17.5	1.12	F	2.53
	C-130 E	15.0	15.0	30.0	30.0	15.0	15.0	51.4	1.00	F	2.28
	Canadair CL-44 C	12.2	12.2	30.5	31.4	18.3	19.2	22.8	1.14	F	2.56

\* per cent SMC

\*\* F = fixed stabilizer, V = variable incidence stabilizer, A = all-movable tail

\*\*\* flap angle for landing

Figura 83: Tabla de límites anterior y posterior para el centro de gravedad de ciertos aviones.

Hay que tener en cuenta:

- Posiciones más adelantada y retrasada del ala respecto al fuselaje.
- Posiciones adecuadas de carga de pago y combustible.
- Diseño de las superficies de cola (sobre todo horizontal).
- Posición de las patas del tren de aterrizaje: El tren es muy importante en el posicionamiento del c.d.g., ya que es un elemento de mucha masa en poco espacio.

Las libertades que quedan al diseñador están limitadas por las posiciones del c.d.g.. Esto afecta especialmente a las posiciones de los motores y mercancías con gran impacto sobre el centrado. Pasos a dar:

- Analizar aviones semejantes para conseguir la posición del c.d.g. en vacío y los márgenes de variación del mismo. Para ello necesitaremos la posición de la CMA. La forma más habitual de expresar la posición del centro de gravedad es como un porcentaje de la CMA.  $x_{cg} = \frac{x}{CMA} \cdot 100$
- Analizar los pesos variables: PL y FW, pues dependiendo de cómo se distribuyan, la posición del c.d.g. será una u otra; se ha de comprobar que pertenezca a los márgenes establecidos.

Todo ello conduce a establecer unos márgenes de variación del centro de gravedad admisibles, que serán función del tipo de avión: ~ 20% para aviones turbofan, algo más para turbohélices y sólo de un 5-10% para aviones pequeños. Cuanto más flexible (en términos de variación del c.d.g) sea el avión, se requerirá más superficie de cola (más resistencia)

## 15.2. Flexibilidad y restricciones en la posición de la carga de pago

En primer lugar se ha de calcular la posición del centro de gravedad con el avión en vacío (OEW). Cuando los pasajeros van entrando en cabina, la posición del centro de gravedad varía, y ha de cuidarse que no se sobrepasen los límites. La entrada de los pasajeros puede suceder de muy distintas formas; lo normal es que se vayan sentando de cualquier forma, pero hay dos casos concretos que se recogen por ser los más críticos.

El caso más crítico es considerar que los pasajeros, según van entrando, se sientan rellenando fila a fila. El avión se puede ir llenando por las filas de atrás (que desplaza el c.d.g. hacia atrás), o comenzar por las filas delanteras (con lo que, en primer lugar, el c.d.g. se adelanta). En cualquiera de los dos casos, cuando se ha llenado la mitad del avión, el efecto es el contrario.

En la Figura 84 se representa este caso. El camino rojo representa el llenado desde detrás, Partimos de A llenando los asientos traseros hasta que, al alcanzar B, se ha conseguido llenar toda la cabina que queda detrás del c.d.g. por lo que, si seguimos llenándola, el c.d.g. se adelantará respecto a B. Si la llenamos completamente, llegaremos al punto D a un punto en el que el c.d.g. se sitúa en el mismo sitio que cuando estaba vacío. Para que esto último suceda es necesario que el c.d.g. esté en el centro de la cabina, si no, el eje de la curva de llenado no será completamente vertical, sino que estará inclinado. Con esta configuración, el c.d.g. queda aproximadamente situado en el 25-30% de CMA.

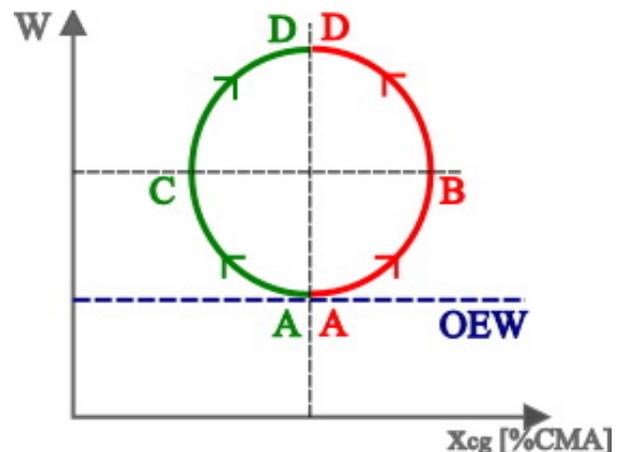


Figura 84: Variación de la posición del c.d.g. si se llena el avión empezando por uno de sus extremos

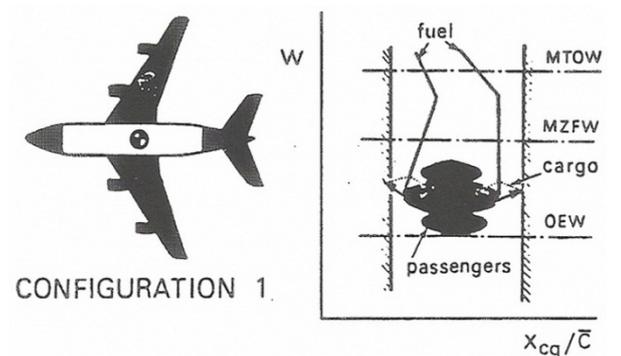


Figura 85: El eje de las curvas de llenado es vertical ya que, si consideramos una configuración 1, suponemos que el c.d.g. se encuentra en el centro de la cabina

El caso anterior, si bien el más crítico, no es el más habitual. La forma más habitual de distribución de pasajeros sigue la denominada “regla de la ventana”, con la cual suponemos que los pasajeros primero eligen ventana, posteriormente pasillo, y finalmente se sientan en los restantes. En la Figura 86 se representa un esquema de este método de llenado. Cada uno de los lóbulos corresponde a un tipo de asiento: el inferior son los asientos de ventanilla, el central los de pasillos, y el superior el resto; el tamaño de los lóbulos dan una idea de la cantidad de asientos de cada tipo, ya que desplazan más o menos el c.d.g (El de la figura puede corresponder a un dos pasillos con 7 asientos por fila de los cuales 2 son de ventanilla, 4 de pasillo y 1 central) Una vez más, el camino rojo corresponde a llenar primero los asientos traseros, y el verde los delanteros.

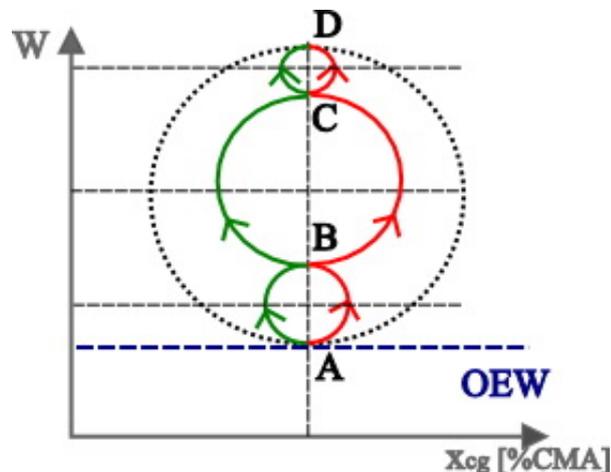
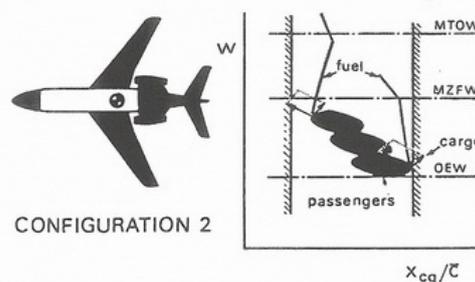


Figura 86: Variación de la posición del c.d.g siguiendo un esquema de llenado correspondiente a la regla de la ventana

Si el centro de gravedad del avión no está centrado en la cabina de pasajeros, los diagramas anteriores aparecen inclinados, según un eje con pendiente negativa cuando el c.d.g. está retrasado respecto al centro de la cabina, y con pendiente positiva cuando está adelantado. Esa posición más adelantada o retrasada respecto del centro de la cabina viene determinada fundamentalmente por la planta propulsora, no solo porque su peso es considerable, sino porque influye en la ubicación del ala (si el c.d.g. se retrasa por ubicar los motores en cola, el ala también debe retrasarse).



En la Figura 87 se muestra una configuración retrasada del c.d.g. (con motores en cola) y su correspondiente diagrama de llenado de la carga de pago siguiendo la regla de la ventana. Como los motores se retrasan, el ala también deben retrasarse para que los puntos de aplicación del peso y la sustentación queden lo más cerca posible. Aquí la mayor parte de la cabina queda por delante del c.d.g, esto significa que al ir cargando pasajeros, el c.d.g se irá desplazando progresivamente hacia delante. Con esta configuración, el c.d.g en vacío queda en torno al 35-40% de CMA.

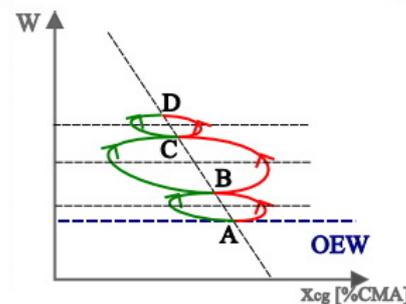
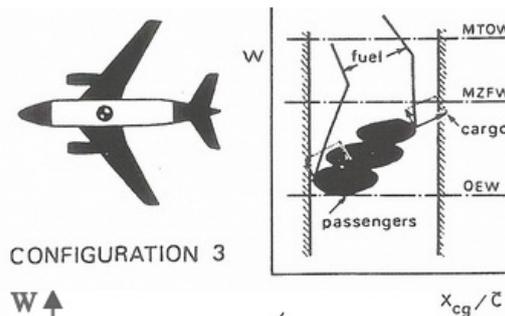


Figura 87 (Arriba) Posición retrasada del c.d.g. respecto al centro de la cabina (Debajo) Diagrama de llenado de la carga de pago

En la Figura 88 se muestra una configuración adelantada del c.d.g. respecto al centro de la cabina. Aquí el c.d.g en vacío se sitúa en torno al 20-25% de la CMA.



Las bodegas se pueden llenar de muchas formas, pero de cara al centrado interesa estudiar los casos más desfavorables. El avión tiene, normalmente, dos bodegas de carga: la delantera y la trasera, y al igual que ocurría con la carga de pago, no es lo mismo comenzar por una que por otra. El modelo de llenado seguirá el patrón representado en la Figura 89. El lado derecho de la gráfica (ilustrado en color rojo), representa que se comienza a llenar la bodega trasera (recta de pendiente positiva), y se finaliza llenando la bodega delantera (recta de pendiente negativa). El lado izquierdo indica que se comienza a llenar la bodega delantera, y se termina con la trasera.

Igual que ocurría con los pasajeros, el eje “r” será vertical o no dependiendo de la posición del c.d.g. del avión vacío respecto al centro de las bodegas, con tres casos análogos a los ya vistos.

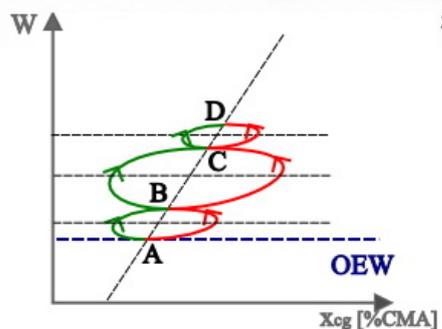


Figura 88: (Arriba) Posición adelantada del c.d.g. respecto al centro de la cabina (Debajo) Diagrama de llenado de la carga de pago

El origen de las rectas se sitúa en cualquier punto de los lóbulos que representan la carga de pago, indicando el comienzo del llenado de la bodega cuando ya ha comenzado a entrar pasaje. Dependiendo de la configuración del avión, de cómo se llene la cabina de pasajeros y las bodegas de carga, se puede llegar a una situación en la que se sobrepase el límite anterior o posterior para el centro de gravedad. Estas situaciones podrían dar lugar a efectuar un control de la forma de carga de pasajeros y carga, lo cual no es muy recomendable de cara a la venta del avión.

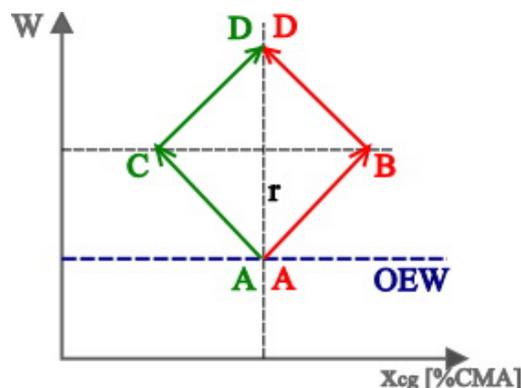


Figura 89: Esquema de llenado de las bodegas para un avión con configuración 1

El combustible normalmente se aloja en tanques integrales en el ala, entre el larguero anterior y posterior. Esa zona puede dividirse en dos: tanque interior y exterior, pero según el alcance del avión puede necesitarse un tanque central en el fuselaje o incluso en la cola (más con motivo de equilibrado y control del c.d.g. que por motivos de necesidad de combustible). La forma usual de llenado de los tanques es la inversa a la que se da en su vaciado: (1º: central, 2º: cercano al encastre, 3º punta).

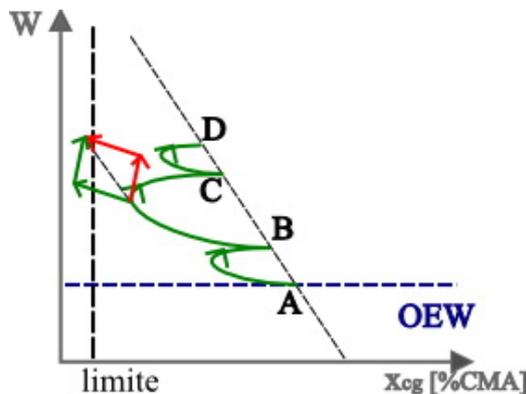


Figura 90: Límite anterior de la posición del c.d.g. sobrepasado por llenar la cabina de pasajeros por delante, y comenzar llenando la bodega anterior en un avión de configuración 2

Cuando el ala tiene flecha, los tanques externos se encuentran retrasados respecto al c.d.g. La representación del llenado de los tanques de combustible es análoga al de la carga.

### 15.3. Centrado del avión

Durante el diseño dividimos el avión en dos grandes grupos: fuselaje (y todo lo asociado a él), y ala (y todo lo asociado a ella). El centro de gravedad del grupo fuselaje se determina y se posiciona respecto al morro; el centro de gravedad del grupo ala se determina y se posiciona respecto al borde de ataque de la cuerda media aerodinámica. Sólo resta posicionar el grupo ala respecto al grupo fuselaje. Para conectar los dos grupos utilizaremos dos métodos:

- Apoyarnos en los aviones semejantes (colocar el ala donde la tienen ellos) y comprobar si es correcto para el nuestro.
- Dependiendo de la configuración, el centro de gravedad del avión deberá

estar en una posición determinada que impondremos, por lo que la única variable a determinar será la posición relativa del borde de ataque de la CMA respecto al morro.

Para diseñar familias de aviones, en las que queremos que compartan el mayor número de elementos posibles, añadimos (o quitamos) secciones de fuselaje por delante y detrás del ala para mantener prácticamente la misma configuración.

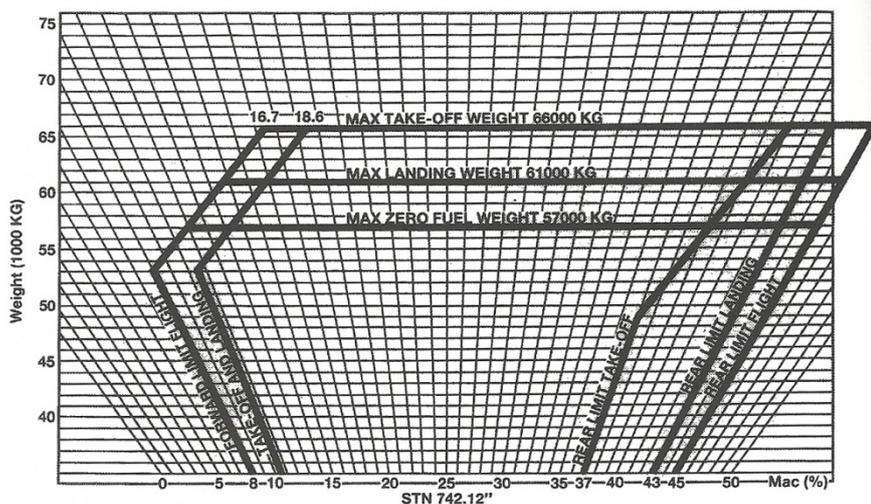


Figura 91

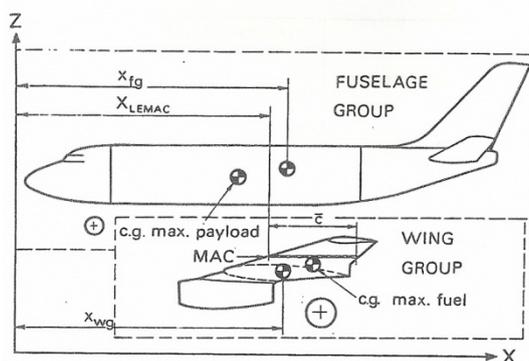


Figura 92

# 16. Superficie horizontal de cola

## 16.1. Funciones del plano horizontal de cola

→ Funciones del plano horizontal de cola:

- Garantizar el equilibrado estático longitudinal, tanto de fuerzas como de momentos, en todas y cada una de las situaciones de vuelo que recoja la envolvente del avión. Exigido por las normas de aeronavegabilidad.
- Asegurar la estabilidad estática longitudinal: ante cualquier perturbación, el avión debe ser capaz de volver al equilibrio por sí solo.
- Proporcionar capacidad de maniobra en el plano vertical (subir o bajar en vuelo simétrico)
- Proporcionar una estabilidad dinámica aceptable: es decir, que el avión recupere su posición de equilibrio de forma cómoda ante una perturbación.

→ Las fuerzas a ejercer por el piloto quedarán por debajo de ciertos límites tanto en aviones pequeños como en grandes (sensibilidad artificial). Se considera al piloto como una persona de fuerza media para actuar sobre los mandos.

→ El plano horizontal de cola no es la única solución posible. Aunque es la empleada en el concepto de avión convencional, hay otras como el canard, avión sin plano horizontal... En aviones de transporte, el compromiso óptimo suele ser el diseño clásico.

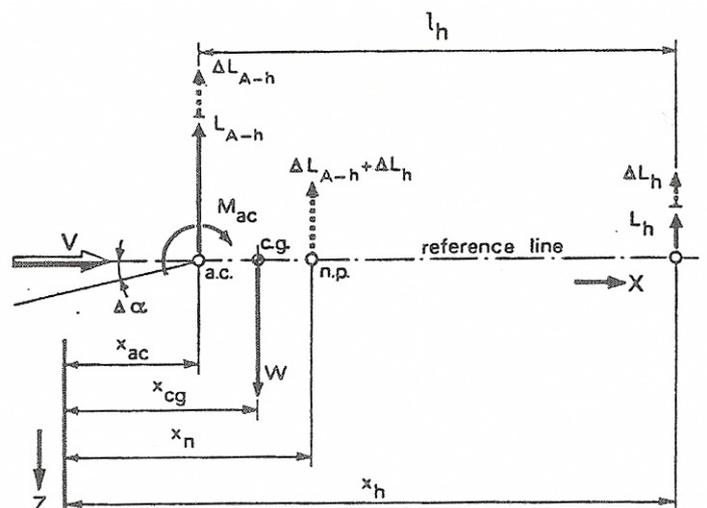
→ En la etapa de diseño preliminar es más difícil estudiar la cola que el ala o el fuselaje, ya que entran en juego detalles que se conocen poco, y a veces es vital es estudio dinámico, que no es abordable.

→ En aviones con rutas largas, se ha de tener en cuenta el transporte de combustible en el estabilizador horizontal; además favorece el centrado.

## 16.2. Estabilidad estática longitudinal

Esquema del problema longitudinal en vuelo horizontal a velocidad V:

- a.c.: Centro aerodinámico
- c.g.: Centro de gravedad
- n.p.: Punto neutro
- (A-h): Avión sin cola
- $L_h$ : Sustentación estabilizador horizontal
- L: Sustentación total del avión
- M: Momento de cabeceo total



$$L = L_{A-h} + L_h = W$$

$$M = M_{ac} + W(x_{cg} - x_{ac}) - L_h l_h \rightarrow c_m = \frac{M}{1/2 \rho V^2 S_w c} = c_{mac} + c_L \frac{x_{cg} - x_{ac}}{c} - c_{Lh} \frac{S_h l_h}{S_w c} \left( \frac{V_h}{V} \right)^2$$

En las ecuaciones anteriores se han tenido en cuenta las siguientes simplificaciones:

- Se han despreciado los términos de resistencia por ser del orden de la décima parte que la sustentación, y su brazo de aplicación es muy pequeño (da lugar a un error del 5%)
- No se ha tenido en cuenta la planta propulsora. El empuje de los motores da lugar a un momento de encabritado que habrá que tener en cuenta para el dimensionado de la superficie de cola.

- No se tienen en cuenta efectos de compresibilidad
- Para la cola se ha de considerar una velocidad  $V_h$  distinta a la que ve el avión.  $\alpha$

Derivadas de estabilidad:

$$c_m = c_{mac} + c_L (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac}) - \eta_h c_{Lh} \left( \frac{V_h}{V} \right)^2 \xrightarrow[c_L = a\alpha]{c_{Lh} = a_h \alpha \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)} c_m = c_{mac} + a\alpha (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac}) - \eta_h a_h \alpha \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \left( \frac{V_h}{V} \right)^2 =$$

$$= c_{mac} + \alpha \left[ a (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac}) - \eta_h a_h \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \left( \frac{V_h}{V} \right)^2 \right] \xrightarrow{c_m = c_{m0} + c_{m\alpha} \alpha + c_{m\delta} \delta} c_{m\alpha} = a (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac}) - \eta_h a_h \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \left( \frac{V_h}{V} \right)^2$$

- $c_{m\alpha} = \frac{\partial c_m}{\partial \alpha} > 0$  implica inestabilidad en cabeceo, porque si aumenta  $\alpha$ , lo hace también  $c_m$ , con lo que se tiende a encabritar más.
- $c_{m\alpha} = 0$  Indica que el avión es estáticamente indiferente.
- $c_{m\alpha} < 0$  Indica que el avión es estáticamente estable

Como la cola aún no se ha dimensionado ni colocado, no tenemos resuelto el problema del centrado (sin cola no tengo posicionado el centro de gravedad), luego hemos de buscar una cola con un  $\eta_h$  que sea suficiente para garantizar la estabilidad longitudinal.

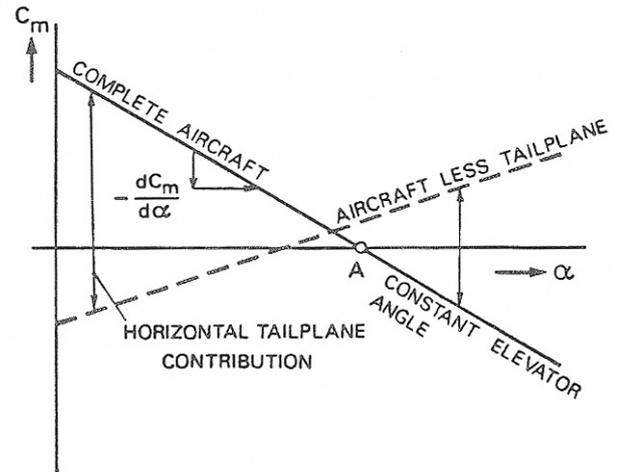


Figura 93: Efecto estabilizador de la cola horizontal

### 16.3. Respuesta dinámica y mando del avión

Existen dos modos de respuesta del avión frente a perturbaciones en ángulo de ataque:

- ➔ Modo fugoide: Caracterizado por ser poco amortiguado y de periodo largo (orden de magnitud: minutos). Influye sobre todo en el ángulo de asiento y la velocidad, siendo despreciables las perturbaciones en ángulo de ataque. Provoca un movimiento oscilatorio en la trayectoria del avión si no se corrige. No es peligroso para el vuelo, pues al ser de largo periodo el piloto tiene tiempo para reaccionar y corregir.
- ➔ Modo de corto periodo: Caracterizado por un gran amortiguamiento y un periodo corto (del orden de segundos). Se ha de tener mucho cuidado sobre todo a baja velocidad (p.ej en aproximación), pues en estos casos se vuela a un ángulo de ataque cercano al de la pérdida; una variación en  $\alpha$  puede hacer que el avión entre en pérdida y, al tratarse de un periodo del orden de segundos, que el piloto no tenga tiempo de reaccionar. Por tanto se ha de conseguir un amortiguamiento muy grande a baja velocidad (y suaves a alta velocidad).

### 16.4. Dimensionado del plano horizontal

#### 16.4.1. Posición

- a) Longitudinal: Para seleccionar  $l_h$  podemos recurrir a aviones semejantes aunque si no se tiene una relación del tamaño del, avión no sirve de nada. Por ello, es mejor usar el coeficiente de volumen:  $\eta_h = \frac{S_h l_h}{S_w c}$ . Interesa que sea lo más grande posible por cuestiones de estabilidad, limitando  $S_h$  por cuestiones de peso.

b) Vertical: Generalmente no se tiene en cuenta en el diseño conceptual, aunque han de comentarse dos limitaciones:

- Problema de la super-pérdida: Entrada en pérdida especial relacionada con la posición vertical del estabilizador horizontal (importante en aviones cuyo estabilizador no es bajo).

Cuando se produce una perturbación en ángulo de ataque y este aumenta bastante, el estabilizador horizontal se ve inmerso en la estela del ala, por lo que cae la presión dinámica y se pierde la capacidad de mando. Como  $\alpha$  sigue aumentando (pues se entra en zona de  $c_{m\alpha} > 0$ ), llega un momento en que la cola sale de la estela y vuelve a sustentar, siendo de nuevo  $c_{m\alpha} < 0$  (el piloto no puede sacar el avión de esta situación)

- Problema del pitch-up: Debido a la combinación de las características del ala y la posición vertical de la cola horizontal. Como la flecha no se suele tocar, se actúa sobre el alargamiento.

Alas de estabilidad reducida: Riesgo de pitch-up incrementando  $c_{m\alpha}$  menos negativo para  $c_L$  altos que bajos.

Alas estables: No les ocurre eso, puede que incluso  $c_{m\alpha}$  sea cada vez más negativo (mayor estabilidad)

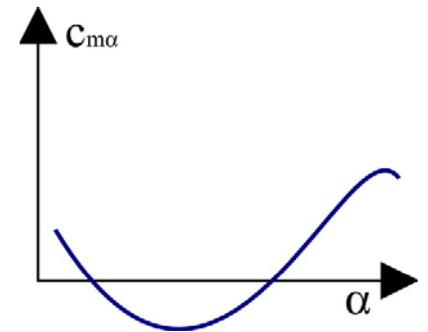


Figura 94

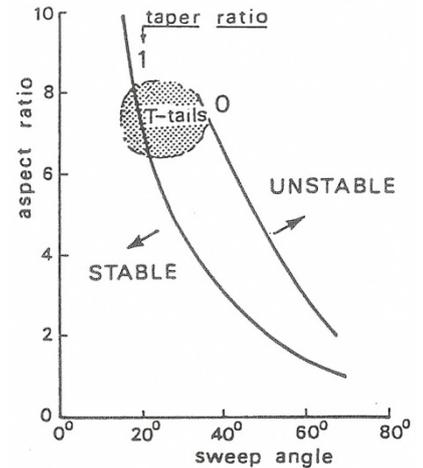


Figura 95

En la Figura 96 se representa la posición relativa ala-cola horizontal.

- Zona A: Correspondiente a la cola en T: bien salvo si el ala es estable
- Zona B: Se debe evitar, ya que la cola queda apantallada por la estela
- La zona C corresponde a una cola a la misma altura que el ala. Posición buena para subsónico.
- Zona D: corresponde a una posición más baja que el ala.

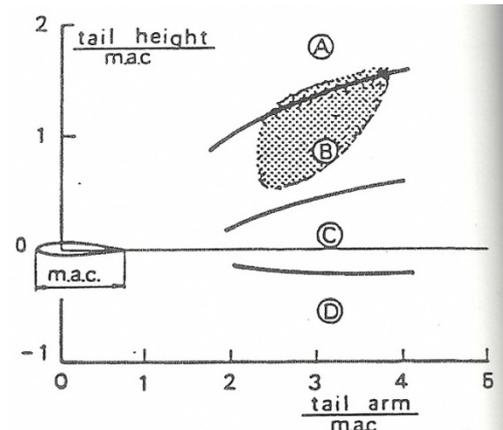


Figura 96

### 16.4.2. Dimensionado

El método rápido de dimensionado es: fijamos el coeficiente de volumen  $\left( \eta_h = \frac{S_h l_h}{S_w \bar{c}} \right)$  y el tamaño del

estabilizador  $\left( \frac{S_h}{S_w} \right)$  de aviones semejantes de la misma configuración. Lo normal es tomar un valor medio de todos los disponibles y de ahí obtener  $l_h$ .

El dimensionado lento consiste en plantear la formulación de todos los requisitos para la cola horizontal: mando, estabilidad... Todos estos criterios me dan una serie de limitaciones:

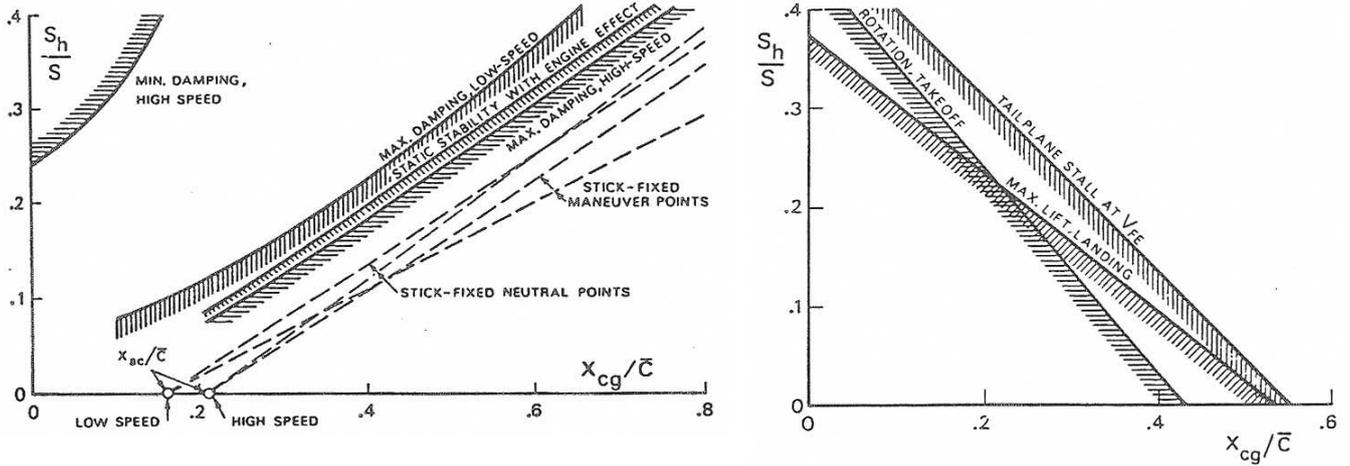


Figura 97: (Izquierda) Dada una superficie horizontal de cola, limitaciones a la posición más retrasada del centro de gravedad. (Derecha) Dada una superficie horizontal de cola, limitaciones a la posición más adelantada del centro de gravedad.

De todas ellas me quedo con las más limitantes. Del problema de centrado teníamos el margen de variación de la posición del centro de gravedad. Con ese valor sobre la gráfica, obtenemos el mínimo valor de  $\frac{S_h}{S_w}$  para cumplir con las limitaciones (podemos colocar colas mayores, pero no es necesario, además, si es muy grande,  $c_{ma}$  será demasiado negativo y no podremos obtener un  $c_{ma} > 0$  necesario para rotar).

En la Figura 98, la limitación que aparece con pendiente negativa corresponde a la capacidad de mando y control, y la que tiene pendiente positiva, corresponde a la capacidad de estabilización

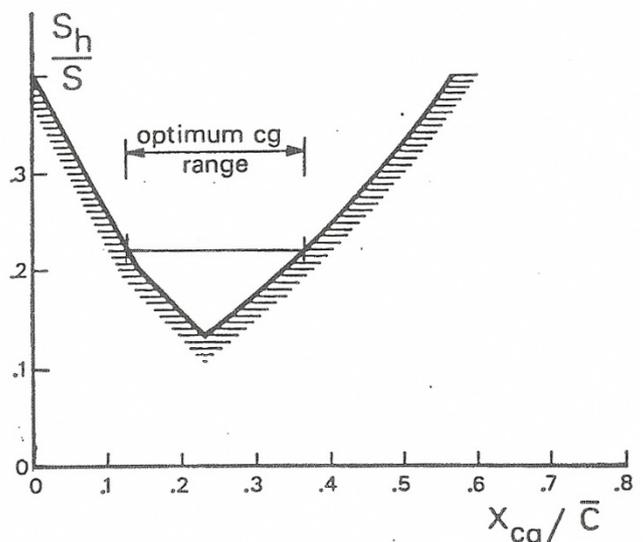


Figura 98

OJO:

- $c_{ma}$  debe ser negativo para garantizar estabilidad estática. Pero habrá casos en los que necesitaremos encabritar, y entonces, como  $\alpha > 0$ , si  $a(\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac})$  es tan negativo que la deflexión del timón de profundidad no logra  $c_{ma} > 0$  no podremos efectuar la maniobra
- $c_{ma} = a(\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac}) - \frac{S_h l_h}{S_w \bar{c}} a_h \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \left(\frac{V_h}{V}\right)^2$  Cuanto mayor sea  $S_h$ , mayor puede ser  $\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac}$

# 17. Superficie vertical de cola

## 17.1. Introducción

Funciones de la superficie vertical de cola:

- Para aviones de transporte ( $MTOW \geq 5700kg$ ), asegurar el control de la aeronave tras fallo de motor crítico. (El motor crítico es aquel que produce máximo desequilibrio en momento de guiñada cuando deja de funcionar)
- Garantizar la estabilidad estática lateral ( $c_{n\beta} = \partial c_n / \partial \beta|_{\delta_r} > 0$ )
- Modos aceptables en el comportamiento dinámico lateral-direccional
- Producir las fuerzas necesarias para maniobrar el avión fuera del plano vertical (actuar junto con los alerones para efectuar un viraje compensado y cambiar de rumbo).
- Garantizar el aterrizaje con viento cruzado: El avión debe ser capaz de alinearse con la pista a la velocidad de aproximación con un viento lateral de 20 knots (37 km/h), teniendo el estabilizador controlabilidad y sin que entre en pérdida el mismo.

## 17.2. Control del avión tras fallo de motor crítico

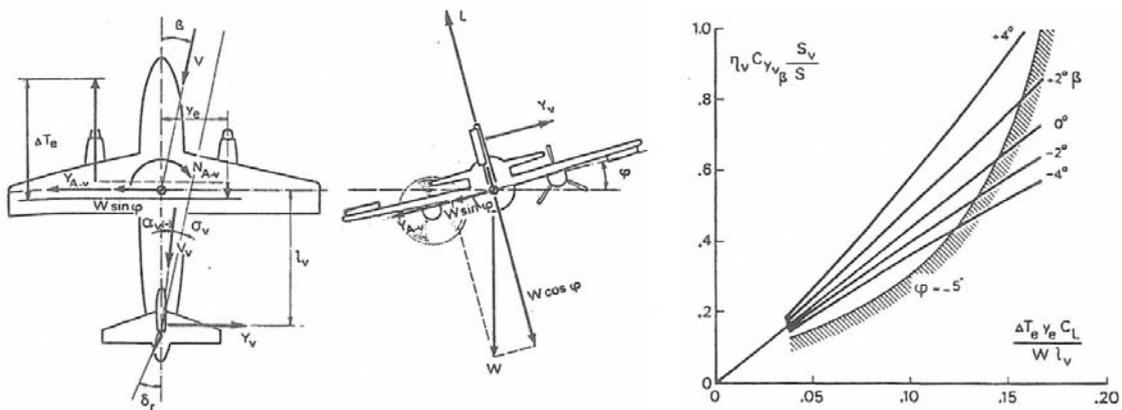


Figura 99: (Izquierda) Fuerzas y momentos en el problema lateral-direccional. (Derecha): Relación desequilibrio de empuje-parámetro estabilizador vertical en la que aparece la restricción de 5° como máximo ángulo de balance

$$N_{A-v} + \Delta T_e y_e - Y_v l_v = 0; \quad L = W \cos \varphi + \frac{W V^2}{g R} \sin \varphi; \quad Y_{A-v} + W \sin \varphi = Y_v + \frac{W V^2}{g R} \cos \varphi$$

- $N_{A-v} = 1/2 \rho V^2 S_w b c_{n\beta_{A-v}} \beta$  Momento de guiñada del avión sin contar la superficie vertical
- $Y_v = 1/2 \rho V^2 \eta_v S_v c_{Yv\beta} = 1/2 \rho V^2 \left(\frac{V_v}{V}\right)^2 S_v c_{Yv\beta} \left[ -\left(\beta - \underbrace{\sigma_v}_{\ll 1}\right) + \tau_r \delta_r \right]$  Fuerza lateral de la cola vertical <sup>15</sup>

$$1/2 \rho V^2 S_w b c_{n\beta_{A-v}} + \Delta T_e y_e - 1/2 \rho V^2 S_v l_v c_{Yv\beta} \left[ -(\beta - \sigma_v) + \tau_r \delta_r \right] = c_{n\beta_{A-v}} + \frac{\Delta T_e y_e}{1/2 \rho V^2 S_w b} - \underbrace{\left(\frac{V_v}{V}\right)^2}_{=\eta_v=1} \frac{S_v l_v}{S_w b} c_{Yv\beta} \left[ -(\beta - \sigma_v) + \tau_r \delta_r \right] = 0$$

<sup>15</sup>  $\delta_r$  es la deflexión del timón,  $\beta$  el ángulo de resbalamiento del avión,  $\sigma_v$  la perturbación en la velocidad por efectos de la estela (que despreciaremos), y  $\tau_r$  la efectividad del timón.  $\eta_v$  en esta expresión representa la relación de velocidades de la corriente perturbada y sin perturbar.

La condición de control de la aeronave tras fallo de motor crítico es la usada para dimensionar la cola de aviones con motores bajo las alas. Según este criterio, se obtiene que la superficie del estabilizador debe ser mayor que una superficie  $S_1$  ( $S_v \geq S_1$ )

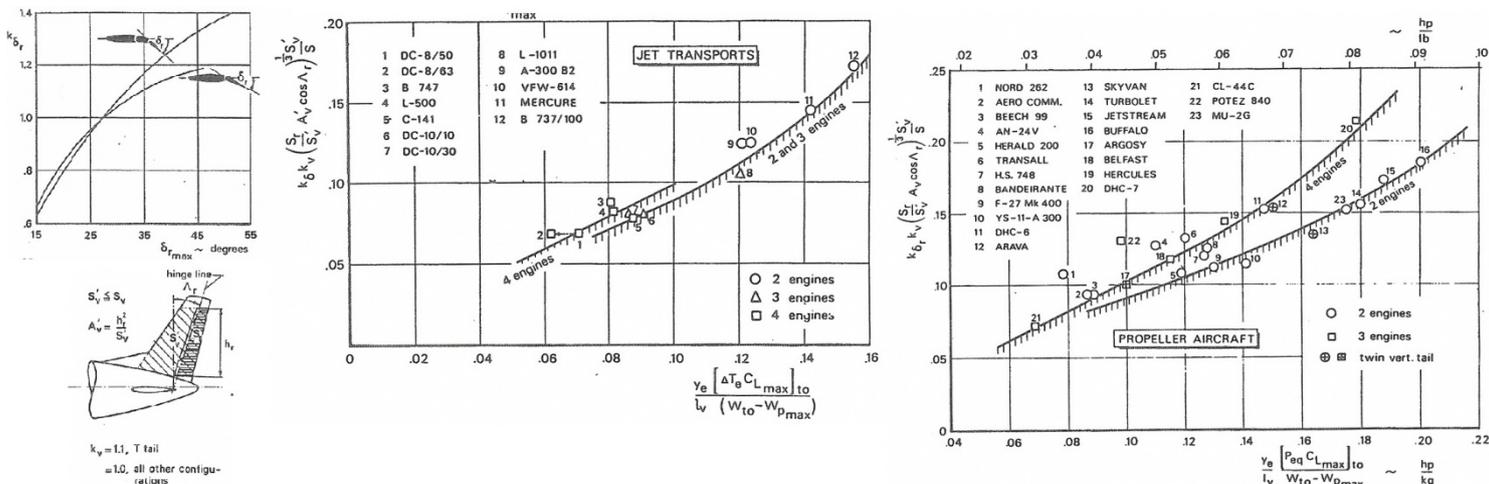


Figura 100

### 17.3. Criterio de estabilidad estática lateral

En aviones con motores en cola, la condición más importante para el dimensionado suele ser garantizar la estabilidad estática lateral. Se define en función de la derivada de estabilidad  $c_{n\beta}$  (Avión estáticamente estable si  $c_{n\beta} > 0$ ; generalmente  $c_{n\beta} \approx 0.10$ ). Con los gráficos de la Figura 101, estudiamos las contribuciones al  $c_{n\beta}$  desestabilizantes, y de ellos obtenemos el coeficiente de volumen.

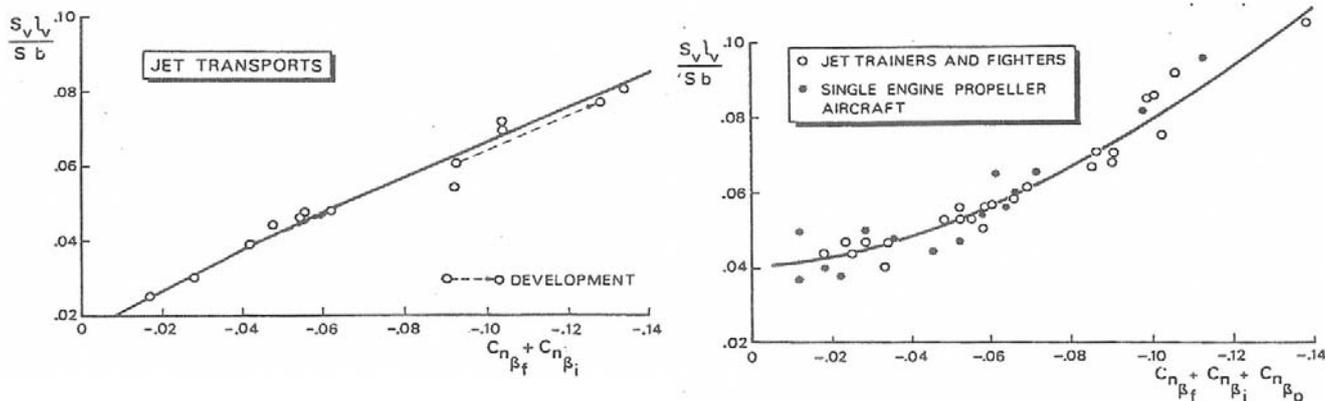


Figura 101

Obtendremos una superficie mínima  $S_2 \leq S_v$  necesaria para cumplir con el requerimiento de estabilidad estática.

### 17.4. Aterrizaje con viento cruzado

Este criterio es limitante para aviones con carga alar baja. Para aviones no muy grandes, un ángulo de resbalamiento grande puede hacer que la cola entre en pérdida (quedándose sin control lateral-direccional). Por eso, estos aviones suelen llevar una aleta dorsal en la cola que desprende un torbellino que sujeta la corriente en el estabilizador vertical. Aplicando la ecuación de equilibrio de momentos con  $\Delta T_e = 0$  tenemos:

$$c_{nA-V\beta} \beta - \underbrace{\left( \frac{V_v^2}{V} \right)}_{=\eta_v=1} \frac{S_v l_v}{S_w b} c_{y\beta} \left[ -(\beta - \sigma_v) + \tau_r \delta_r \right] = 0$$

Las deflexiones del timón de dirección,  $\delta_r$ , pueden ser positivas o negativas, luego podemos dar dos cotas a la superficie vertical de cola con este criterio: Una superior y otra inferior:

- ➔ Un estabilizador vertical pequeño (coeficiente de volumen pequeño) hace que, aunque se aplique una gran deflexión negativa del timón para hacer el segundo término lo más positivo posible (para aproarnos al viento), puede que no sea suficiente como para compensar el término  $c_{nA-V\beta} < 0$  debido al fuselaje. En este caso, obtendremos una superficie mínima  $S_3$  que nos permita cumplir la condición de aterrizaje con viento cruzado. ( $S_V \geq S_3$ ).
- ➔ Con un estabilizador vertical grande, el coeficiente de volumen es tan grande, que cuando exista un resbalamiento mayor que cero, producirá un momento de guiñada positivo muy grande, incluso sin deflexión, que sobrepasa sin dificultad a  $c_{nA-V\beta} < 0$ , por lo que habrá que aplicar un  $\delta_r > 0$  para atenuar el valor absoluto de  $[-(\beta - \sigma_v) + \tau_r \delta_r]$ . De esta condición obtenemos un valor máximo para  $S_V$ . ( $S_V \leq S_4$ ).

Una forma de dimensionado rápido para la cola vertical será:

- Datos conocidos de nuestro avión:  $S_w, b, l_f$
- Datos de aviones semejantes:  $\frac{S_v l_v}{s_w b}, \frac{l_v}{l_f}$
- Con  $\frac{l_v}{l_f}$  y  $l_f$ , obtenemos  $l_v$ .
- Con  $l_v, S_w, b$  y  $\frac{S_v l_v}{s_w b}$ , despejamos  $S_v$

## 17.5. Parámetros geométricos de las superficies de cola

Vamos a ir viendo en paralelo tanto los del plano vertical como los del plano horizontal

**17.5.1. Alargamiento**  $A_V = b_V^2 / S_V$     $A_H = b_H^2 / S_H$

- $A_H \sim A_W / 2$
- Para el plano vertical se ha de tener en cuenta la configuración (las colas en T tienen requisitos estructurales grandes, por lo que han de tener alargamientos pequeños): Cola en T:  $A_V \sim 0.8 \rightarrow 1.1$ . Otra configuración:  $A_V \sim 1.4 \rightarrow 2$

**17.5.2. Parámetro de estrechamiento** (Influye en el ahorro de peso estructural)

- $\lambda_H \sim \lambda_W$
- Las colas en T no suelen tener estrechamiento en la cola vertical, o tienen muy poco

**17.5.3. Flecha**

- $\Lambda_H > \Lambda_W$  Los problemas de compresibilidad han de retrasarse respecto a los del ala.
- $\Lambda_V \approx \Lambda_H$  La flecha mejora el brazo de momentos, que se retrasa un poco.

**17.5.4. Espesor relativo de perfiles**

- $t/c|_H \leq t/c|_w$  ya que el estabilizador está menos cargado que el ala y no lleva combustible
- En el plano vertical, se tomará un espesor semejante al horizontal (En colas en T algo mayor, para soportar las cargas del plano horizontal).

**17.5.5. Áreas de timones:** Se toman de aviones semejantes; su efectividad depende principalmente de la fracción de cuerda ocupada.

	<b>Horizontal</b>	<b>Vertical</b>
<b>Alargamiento</b>	$A_H < A$ $(A_H \approx 0.6A_w)$	$A_v \approx 1$ colas en T
		$A_v \approx 1.5 \rightarrow 2$ resto
<b>Estrechamiento</b>	$\lambda_H > \lambda_w$	$\lambda_v = 1$ colas en T
		$\lambda_v \approx \lambda_H$ resto
<b>Flecha</b>	$\Lambda_H \geq \Lambda_w$	$\Lambda_v \approx \Lambda_H$
<b>Espesor relativo</b>	$t/c _H \leq t/c _w$	$t/c _v \geq t/c _H$ colas en T
		$t/c _v \approx t/c _H$ resto

# 18. Cargas del tren sobre las pistas

## 18.1. Cargas sobre las pistas

Con el avión en situación estática, o a baja velocidad, el peso se reparte entre las diferentes patas del tren, generando reacciones sobre el terreno.

- ➔ Valores típicos de cargas estáticas y presiones de inflado de neumáticos.
- ➔ Las cargas del tren sobre los pavimentos de los aeropuertos no deben superar los valores de diseño de las mismas.
- ➔ Tipos de pavimento y subsuelo según OACI. Características y modos de fallo de pavimentos rígidos y flexibles.
- ➔ Necesidad de métodos de determinación del efecto del tren sobre el pavimento: LCN/LCG; ACN/PCN

Cuando el avión no está en movimiento, el estado de equilibrio de fuerzas y momentos es:

$$W = R_N + 2R_M$$

$$l_N R_N = 2l_M R_M \rightarrow \frac{l_M}{l_N} = \frac{R_N}{2R_M}$$

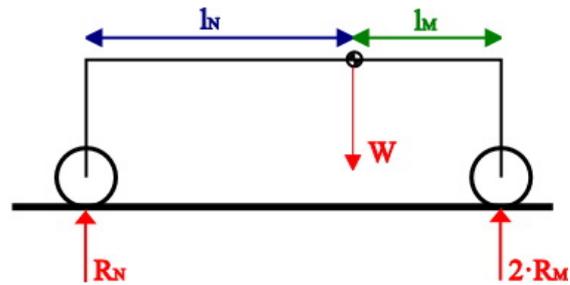


Figura 102

OACI distingue dos tipos de pavimento:

- Hormigón (pavimento rígido): Normalmente falla por agrietamiento (habitualmente en las esquinas), por superar esfuerzo de flexión.
- Asfalto (pavimento flexible): Fallo por sobrepasar el equivalente al límite elástico (por deformación)

Y cuatro tipos de subsuelo

- Alta resistencia
- Resistencia media
- Baja resistencia
- Muy baja resistencia

Por lo que habrá que estudiar ocho tipos de pistas (combinación de los dos pavimentos y los cuatro subsuelos).

## 18.2. Método LCN/LCG

Corresponde a las siglas “Aircraft load classification number / Airfield load classification group”. Tiene su origen en Gran Bretaña en los años 60. Se preveía el aumento de tamaño de futuros aviones y como consecuencia, aumento de cargas sobre pavimentos.

Consiste en asignar un valor LCN a cada par de valores carga por rueda-presión de inflado de modo creciente entre 10 y 100, aunque hoy llegan hasta 120. Para el estudio experimental del comportamiento de los pavimentos, vamos a suponer que cada pata cuenta con un solo neumático, inflado a una presión  $p_i$ , y deja una huella sobre el terreno de área  $A$ .

$$\frac{W_1}{W_2} = \left( \frac{A_1}{A_2} \right)^N \quad \text{con } N \approx 0.44$$

$$\frac{W_1}{W_2} = \left( \frac{W_1}{p_{i1}} \right)^N \left( \frac{p_{i2}}{W_2} \right)^N = \left( \frac{W_1}{W_2} \right)^N \left( \frac{p_{i1}}{p_{i2}} \right)^{-N} \rightarrow \left( \frac{W_1}{W_2} \right)^{N-1} = \left( \frac{p_{i2}}{p_{i1}} \right)^N \rightarrow \log W = \frac{N}{N-1} \log p_i + cte$$

Mediante las ecuaciones anteriores, es posible construir un gráfico en el cual se obtenga el LCN en función del área de contacto, la presión de inflado y la carga equivalente de rueda simple (Figura 103). Introduciendo los datos de  $p_i$  y de ESWL, ésta gráfica proporciona el valor de LCN que debería tener nuestro avión. Si dicho resultado no concuerda con el que tenemos nosotros, deberemos hacer modificaciones en el diseño hasta conseguir la igualdad en dicho valor.

Concepto de carga equivalente de rueda simple (ESWL): Carga que actuará en una pata con un único neumático inflado a la misma presión que los neumáticos reales, y que produce en el pavimento los mismos esfuerzos máximos que la pata real.

Criterio general para establecer el número de patas y el número de ruedas por pata (el tren de morro suele ser de una pata con dos ruedas):

- $MTOW < 100Tm$ : 2 bogies de menos de 4 ruedas por pata
- $MTOW > 100Tm$ : 2 bogies de más de 4 ruedas por pata
- $MTOW > 200Tm$ : más de dos patas principales

La gráfica de la Figura 104 representa la relación entre el ESWL y el espesor de pavimento. Esta gráfica es única para cada tipo de avión y para cada tipo de pavimento de los 8 mencionados. En el eje horizontal se representa el espesor del pavimento y en el vertical, la carga que soporta. Dependiendo del espesor del pavimento, dicha carga se cuenta de una forma u otra:

- Región izquierda: Pavimento muy delgado (espesor menor que la distancia entre ruedas), de tal forma que nota todos los puntos de apoyo. Es decir, la carga del avión se reparte entre todos los neumáticos de todas las patas. (Se estimará como  $\left(\frac{W_{pista}}{N_{ruedas}}\right)$ ).
- Región derecha: Pavimento muy grueso (espesor mayor que la distancia entre los centros de los neumáticos) de tal forma que nota sólo un punto de apoyo por cada pata). (Se estimará como  $\left(\frac{W_{pista}}{N_{patas}}\right)$ ).

Conociendo los dos valores de esos casos, podemos dibujar la gráfica: Sabemos que de ahí parten líneas horizontales hasta los valores de espesor de pavimento  $D/2$  y  $2S_T$ , que son datos proporcionados por la geometría de la distribución de los neumáticos en la pata.

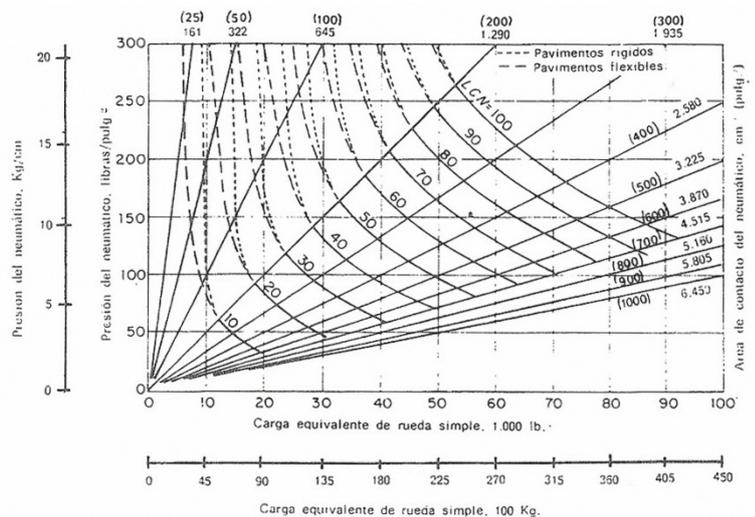


Figura 103: Número de clasificación por carga para pavimentos flexibles y rígidos en función de la carga, presión de neumático y área de contacto. Las líneas de puntos son intentos de prolongaciones del LCN para áreas de contacto inferiores a 1250 cm<sup>2</sup>

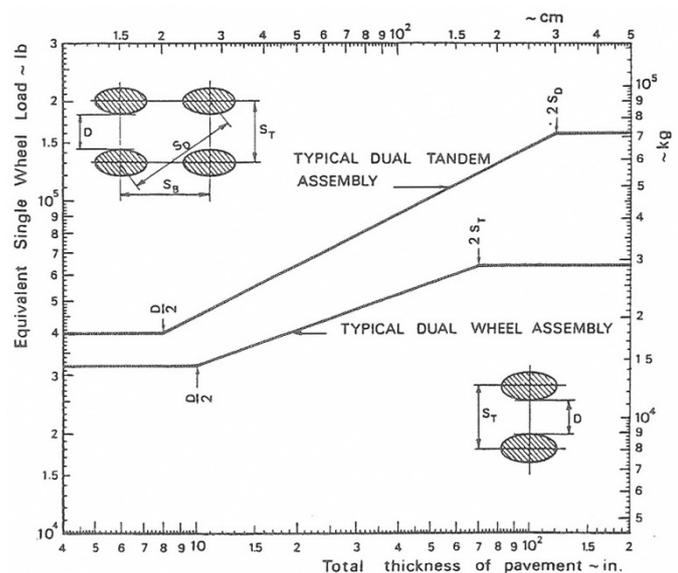


Figura 104: Cálculo de la carga equivalente de rueda simple en función del espesor del pavimento.

Cálculo del LCN y LCG del pavimento:

- LCN flexible: 20 ensayos repetitivos. La carga admisible del pavimento es la que se produce cuando tras  $10^4$  aplicaciones, genera una flecha de 0.5 cm sobre una placa de 45 cm de diámetro.
- LCN rígido: Se realizan los ensayos en una esquina de la losa. Se asienta la losa con 2250 kg; luego se van aplicando cargas a saltos de 2250 kg hasta alcanzar una flecha de 0.5 cm

Actualmente, los pavimentos se agrupan en un grupo de clasificaciones por carga:

- Si  $LCN_{avion} < LCN_{pavimento}$ , no hay ningún tipo de restricción
- Si  $LCN_{avion} > (1.1 \rightarrow 1.25) \cdot LCN_{pavimento}$ , se permiten 300 operaciones en esa pista
- Si  $LCN_{avion} > 1.25 \cdot LCN_{pavimento}$  se restringe cualquier tipo de operación en esa pista

Con lo visto anteriormente podemos hacer una tabla para ver directamente en qué pistas es válido nuestro diseño una vez calculado.

Pista LCG	Tipo de pavimentos	Rango de $LCN_{avion}$
I	Pavimentos de la mejor calidad	101-120
II	Pavimentos de buena calidad	76-100
III	Pavimentos de calidad moderada	51-75
IV	Asfalto corriente	31-50
V	Tierra compactada y reforzada	16-30
VI	Tierra en condiciones aceptables	11-15
VII	Tierra húmeda o arena suelta	<11

Howe da una relación entre LCN, ESWL y  $p_i$  a través de la expresión (En unidades imperiales):

$$LCN = 5.7 \cdot 10^{-4} \cdot (ESWL)^{0.91} \cdot p_i^{0.34} \rightarrow ESWL = 3672.6 (LCN)^{1.1} \cdot p_i^{-0.37}$$

No se usa para sacar el LCN, sino para comprobar el ESWL.

➔ Unidades con múltiples ruedas: En general, se puede asumir que las dimensiones representativas de un bogie son las siguientes:

- $Vía\ efectiva = 0.8D$  (Un par de ruedas simples)
- $Vía\ efectiva = 1.1D$  (Un par de ruedas dobles)
- $Batalla = 1.2D$

Siendo D el diámetro en pulgadas del neumático ( $1\ inch = 25.4\ mm$ )

Se define la variable F como la relación entre la carga que es capaz de soportar el conjunto de neumáticos y el ESWL:

$$F = 1 + K \frac{D}{100} \rightarrow K = \begin{cases} 1.1 & \text{un par de ruedas simples a cada lado} \\ 4.0 & \text{un bogie de dos ruedas} \\ 4.8 & \text{un bogie de cuatro ruedas} \end{cases}$$

Para conocer las medidas del neumático, en la Figura 107 se presenta una gráfica con la carga estática en función de la presión de inflado para diferentes neumáticos etiquetados con una nomenclatura de la que se puede extraer sus medidas.

### 18.3. Método ACN/PCN

Corresponde a las siglas “Aircraft classification number / Pavement classification number”; se trata del método más extendido y asumido por OACI en el manual del pavimento.

Determinación del ACN de un avión:

- Calcular el espesor del pavimento para el que se alcanza un comportamiento normalizado para el pavimento según sea rígido (2.75 MPa) o flexible (10000 aplicaciones)
- Cálculo de ESWL para un pavimento del espesor anterior y un neumático con  $p_i$  normalizada (1.25 MPa), de manera que se consigan los efectos anteriores sobre el pavimento:  $ACN = 2 \cdot ESWL(T_m)$
- Hay que determinar al menos 8 ACN para cada avión, correspondientes a los 8 pavimentos normalizados. Como el ACN depende del peso, se calcula para un peso vacío típico y para el peso máximo en rampa. Para pesos intermedios se interpola linealmente.

Si  $ACN < PCN$  se puede operar sin restricciones (Los valores de PCN se nos proporciona como datos en tablas).

Ejemplo: ACN Rígido. Datos: Avión: 727-200,  $W=78500\text{kg}$ ,  $K_{\text{pavimento}}=80\text{MN}\cdot\text{m}^{-3}$

- Entrar con  $\sigma = 2.75\text{MPa}$  hasta cortar la curva roja de peso constante.
- Subes hasta cortar la curva de resistencia de pavimento constante.
- A la izquierda se saca el espesor de pavimento de referencia
- Con el espesor de referencia entras hasta tu tipo de pavimento y sacas ESWL y  $ACN=2 \cdot ESWL$

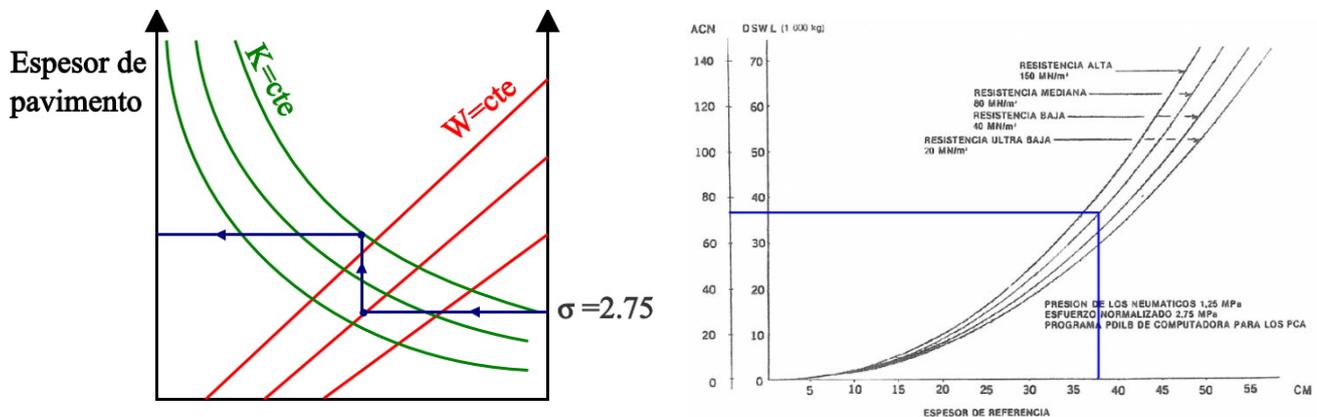


Figura 105

Ejemplo: ACN Flexible. Datos: Avión: DC-10,  $W=157400\text{kg}$ ;  $CBR=10$  (depende del terreno de fundación)

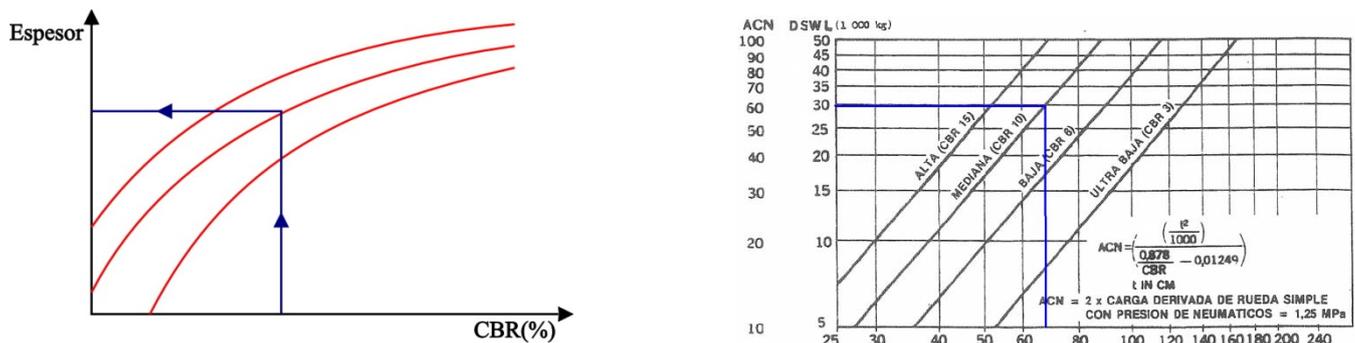
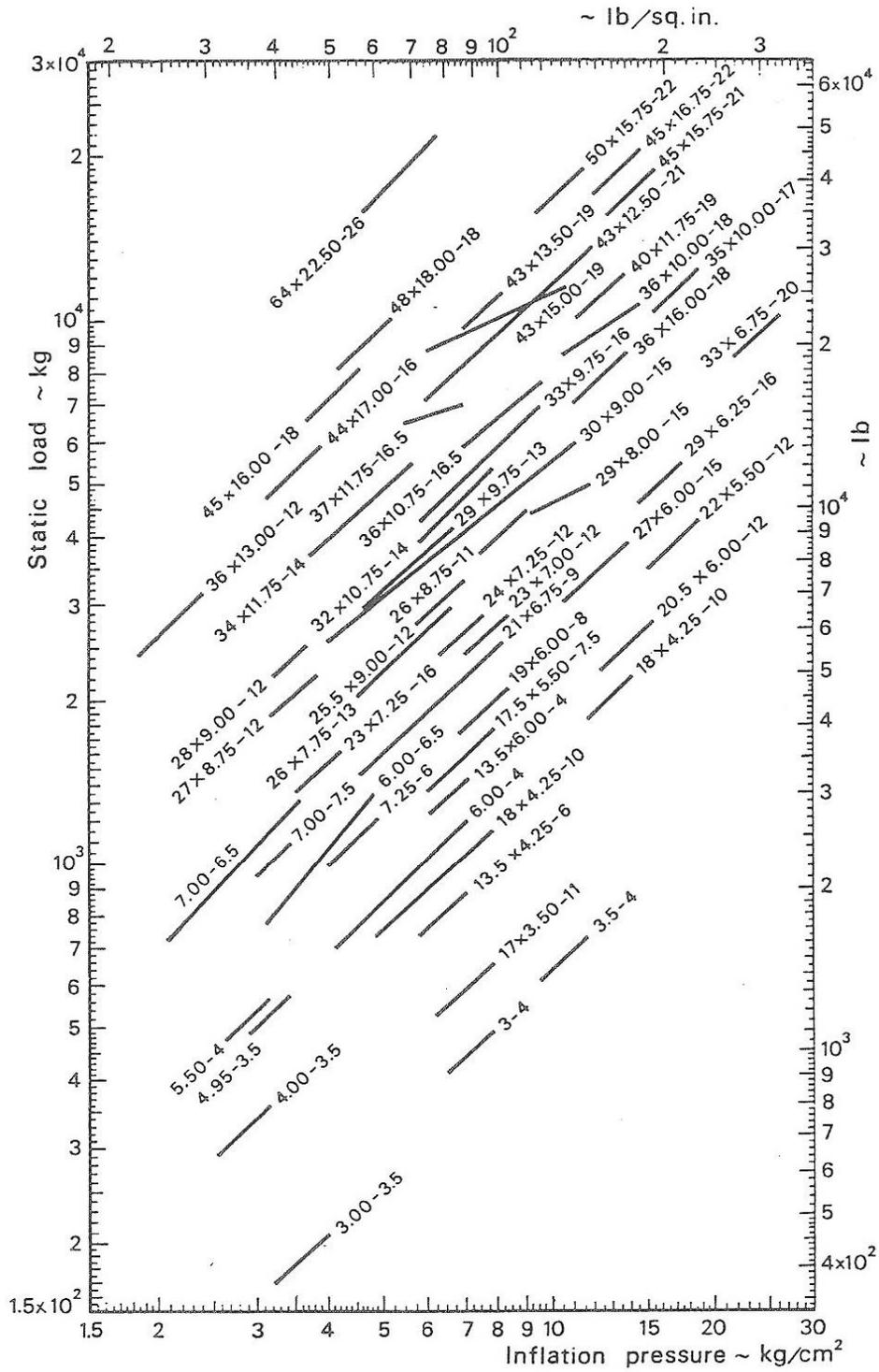
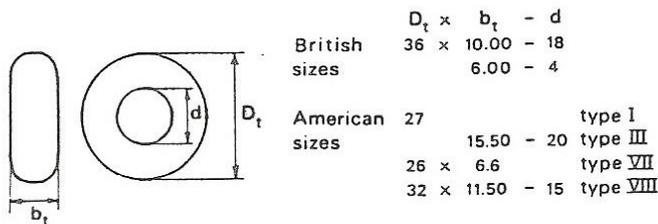


Figura 106



b. BRITISH SIZES



c. EXPLANATION OF THE TIRE CODE

Figura 107



# 19. Tren de aterrizaje

## 19.1. Introducción

Funciones del tren de aterrizaje:

- Absorber la energía cinética vertical del avión en el aterrizaje, produciendo reacciones verticales prefijadas compatibles con la resistencia del avión y del terreno.
- Proporcionar características de rodadura adecuadas evitando las inestabilidades durante las maniobras en tierra (desplazamiento en tierra con seguridad).
- Impedir el contacto con el terreno de cualquier otra parte del avión.

Con estas dos últimas condiciones, podemos determinar la posición correcta de las patas del tren de aterrizaje. Debido a que, durante el aterrizaje, el avión tiene un ligero ángulo de balance (limitado a unos 8° para que el ala o las hélices no toquen el suelo), el contacto se realizará con una rueda, apoyando las dos finalmente. Debemos tener esto en cuenta a la hora de diseñar la pata, ya que ésta deberá soportar todo el peso del avión en el primer contacto.

Aunque las dimensiones del tren son modestas comparadas con las de otras partes del avión, se trata de un elemento estructural de primer orden. Siendo pequeño presenta problemas de retracción y ocultamiento, ya que su posición está prefijada por las funciones que realiza.

Su peso es del orden de un 3 a un 6% del MTOW. Influye notablemente en el DOC por su peso y su mantenimiento continuos.

## 19.2. Disposición del tren de aterrizaje

### 19.2.1. Vista de perfil

- Durante el despegue y el aterrizaje, la parte final del fuselaje debe quedar siempre a una cierta distancia del suelo (al menos igual a la máxima deformación del neumático), suponiendo el tren extendido. Cuando el avión está a punto de aterrizar, lleva el máximo ángulo de incidencia, además el tren fuera, por lo que el tamaño de neumáticos y amortiguador son los máximos. Al impactar en la pista, primero se encoge el neumático y luego el amortiguador, luego supondremos una distancia de guarda igual al acortamiento máximo del neumático. Resumiendo: en el dibujo de vista lateral, el tren tiene su tamaño mínimo (con amortiguador y neumático totalmente contraídos), por lo que no debemos tomar el contacto tren-suelo como origen para dibujar el ángulo con el que el avión toma tierra, ya que esa no va a ser la longitud del tren en esa condición; en su lugar, supondremos una longitud del tren igual a la máxima menos la máxima deformación del neumático (sin que se haya comprimido el amortiguador), por lo que en el dibujo a tres vistas, quedaría metido dentro del terreno. Desde ahí trazamos el ángulo con el que el avión toma tierra y vemos si el cono de cola tocaría el suelo (limitación II).
- Durante la fase de rodadura (tren estáticamente comprimido) debe haber una distancia al suelo de, al menos, 18 cm desde la parte más baja de los motores.
- Para evitar tocar con el cono de cola al tomar tierra, el centro de las áreas de contacto de las ruedas debe estar justamente detrás de la intersección de la normal desde la posición más retrasada del centro de gravedad al suelo (para que al tomar tierra se genere un momento a picar). (Limitación I).

### 19.2.2. Vista en planta

- Cuando la carga en la rueda de morro es menor que un 8% del MTOW, la controlabilidad en el suelo y la estabilidad durante la rodadura son difíciles, particularmente en condiciones de viento cruzado. Si la carga estática en la rueda de morro excede el 15% del MTOW, las cargas durante la frenada pueden ser excesivas y la frenada deja de ser eficiente (Limitaciones I y II).
- La limitación IV es la misma que I en la vista de perfil.
- Limitaciones por estabilidad ante vuelos durante la toma de tierra y en rodadura (Limitaciones III y V).

Se traza un círculo con radio  $d \geq h_{cg} / \tan(60^\circ)$  desde la posición más retrasada del centro de gravedad. Trazando las tangentes a ese círculo desde la rueda de morro y las patas del tren principal se obtienen las limitaciones III y V. Las rectas que unen el tren de morro con las patas del tren principal no deben tocar a la circunferencia:

- Proyectar CG al plano  $z=0$ .
- Trazar un círculo de radio  $d$ .
- Posición del tren de morro:
  - Fijar el tren principal (Puntos E, F)
  - Trazar tangentes a la circunferencia desde E y F.
  - El punto D corresponderá a la limitación más retrasada del tren de morro.
- Posición del tren principal:
  - Fijar tren de morro (Punto D)
  - Trazar tangentes a la circunferencia.

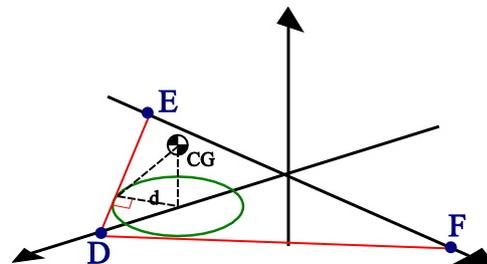


Figura 108

### 19.2.3. Vista frontal

- Estabilidad ante vuelcos (limitaciones en  $\theta$ )
- Limitación para evitar que la góndola del motor o la carcasa del fan toquen el suelo.
- En el caso de aterrizaje con balance ( $8^\circ$ ), las puntas de las alas no deben tocar el suelo.
- Al despegar con un ángulo de asiento grande, el fuselaje no debe tocar el suelo.

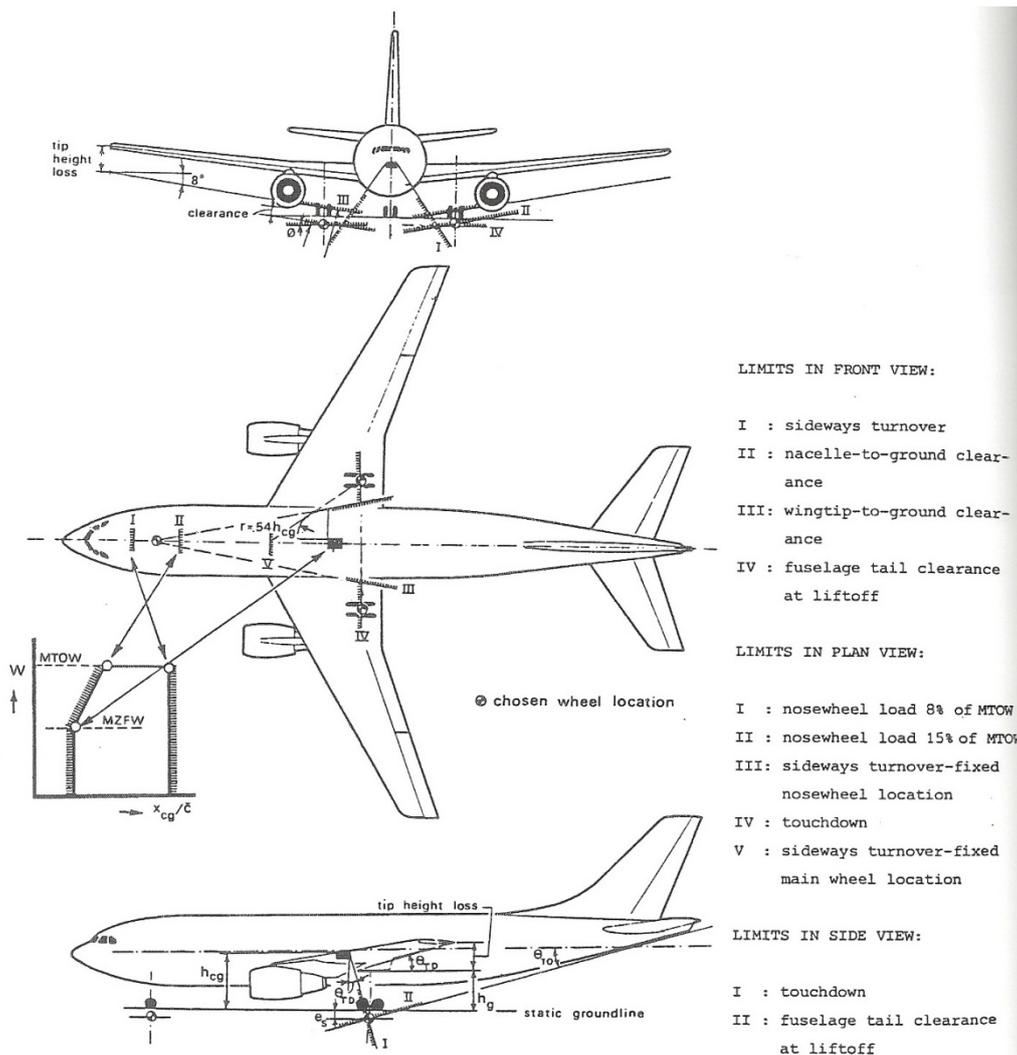


Figura 109

# 20. Seguridad en la aviación

## 20.1. Introducción

Nuestros estudios de seguridad en el diseño de una aeronave tienen como objetivo los certificados de tipo y de aeronavegabilidad para nuestra aeronave.

Podemos considerar que el riesgo de una situación es muy pequeño, pero nunca nulo. Si representando en una gráfica el nivel de riesgo de una actividad y los esfuerzos que hacemos para disminuir dicho riesgo, obtendremos una curva del estilo de la Figura 110.

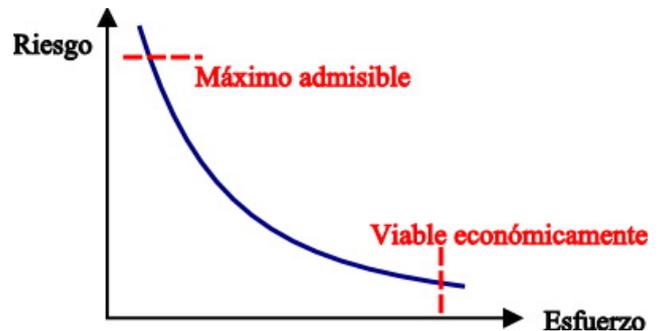


Figura 110

## 20.2. Conceptos de accidente e incidente

En el Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, se recogen las siguientes definiciones:

- ➔ **Accidente de aviación:** Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave, que ocurra dentro del periodo comprendido entre el momento en que cualquier persona entra a bordo de la aeronave, con intención de realizar un vuelo y el momento en que todas las personas han desembarcado, durante el cual:
  - a) Cualquier persona muere o sufre lesiones graves a consecuencia de hallarse en la aeronave, sobre la misma, o incluso por acción de las partes que se hayan desprendido de la aeronave o por exposición directa del chorro de un reactor.
  - b) La aeronave tiene daños o roturas estructurales que afectan adversamente a su resistencia estructural y sus características de vuelo y que normalmente exigen una reparación importante o el recambio del componente afectado, excepto por falla o daño del motor, cuando el daño se limita al motor, su capota o sus accesorios; o por daños limitados en las hélices, extremo del ala, antenas, neumáticos, frenos o carenas, pequeñas abolladuras o perforaciones en el revestimiento de la aeronave.
  - c) La aeronave desaparece o es totalmente inaccesible. Se considera desaparecida cuando se da por terminada la búsqueda oficial y no se han localizado los restos.
- ➔ **Incidente de aviación:** Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave, que no llegue a ser un accidente y que afecte o pueda afectar a la seguridad de las operaciones.
- ➔ **Incidente grave:** Incidente en el que intervienen circunstancias que indican que casi ocurrió un accidente. La diferencia entre accidente e incidente grave estriba solamente en el resultado. (son 10 veces más frecuentes que los accidentes. Es importante investigar los incidentes graves para la prevención de accidentes).
- ➔ **Daño sustancial:** Son los daños o fallas estructurales que afectan la integridad de la estructura, el rendimiento o las características de vuelo de la aeronave y que normalmente requeriría de una reparación mayor o el reemplazar el componente afectado que no exceda un periodo mayor de 48 horas.
- ➔ **Lesión fatal (o mortal):** Toda lesión que ocasiona la muerte dentro de los 30 días contados a partir de la fecha en que ocurrió en accidente.
- ➔ **Lesión grave:** Cualquier lesión sufrida por una persona en un accidente y que:
  - a) Requiera hospitalización durante más de 48 horas dentro de los siete días contados a partir de la fecha en que sufrió la lesión.
  - b) Ocasione fractura de algún hueso (con excepción de las fracturas simples de la nariz o de los dedos de las manos o de los pies).
  - c) Ocasione laceraciones que den lugar a hemorragias graves, lesiones a nervios, músculos o tendones.
  - d) Ocasione daños a cualquier órgano interno.
  - e) Ocasione quemaduras de segundo o tercer grado u otras quemaduras que afecten más del 5% de la superficie del cuerpo.

f) Sea imputable al contacto, comprobado, con sustancias infecciosas o a la exposición a radiaciones perjudiciales.

Sin perjuicio de lo que sobre tales conceptos establece el código penal nacional.

The 1970s: Accidents involving passenger fatalities (commercial airliners 9t MTOW and over)												
	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	Decade annual averages	Decade total
<b>Scheduled services (excluding USSR)</b>												
Accidents	28	31	42	36	29	20	20	24	25	31	29	286
Passenger fatalities	687	867	1210	862	1299	443	734	516	755	878	825	8251
Passenger fatalities per 100 million passenger-km	0.18	0.21	0.26	0.17	0.24	0.08	0.12	0.07	0.09	0.10	0.15	
Fatal accidents per million departures	2.95	3.26	4.37	3.64	3.02	2.07	2.00	2.37	2.41	2.88	2.90	
<b>Non-scheduled (excluding USSR)</b>											<b>1973-9 averages</b>	
Accidents				10	14	8	7	15	4	6	9	
Passenger fatalities				398	360	277	185	750	222	281	353	
Passenger fatalities per 100 million passenger-km				0.35	0.34	0.25	0.16	0.61	0.18	0.24	0.30	
The 1980s: Accidents involving passenger fatalities (commercial airliners 9t MTOW and over)												
	1980	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987	1988	1989	Decade annual averages	Decade total
<b>Excluding USSR - scheduled services</b>												
Accidents involving passenger fatalities	21	18	25	20	16	22	17	24	25	19	20.70	207
Passenger fatalities	812	350	748	809	223	1066	331	890	709	762	670	6700
Passenger fatalities per 100 million passenger-km	0.09	0.04	0.08	0.08	0.02	0.09	0.03	0.06	0.05	0.05	0.06	
Fatal accidents per million departures	1.55	1.79	2.43	1.85	1.40	1.86	1.36	1.82	1.84	1.60	1.75	
<b>Including USSR - scheduled services</b>											<b>1986-9 averages</b>	
Accidents involving passenger fatalities							22	26	28	20	24	
Passenger fatalities							546	901	739	790	744	
Passenger fatalities per 100 million passenger-km							0.04	0.06	0.04	0.04	0.045	
<b>Excluding USSR - non scheduled services</b>											<b>1986-9 averages</b>	
Accidents involving passenger fatalities	5	6	2	2	0	5	3	2	6	6	3.7	37
Passenger fatalities	185	201	49	4	0	443	133	3	80	279	137	1,377
Passenger fatalities per 100 million passenger-km	0.17	0.19	0.14	0.00	0.00	0.33	0.09	0.00	0.05	0.07	0.10	
<b>Including USSR - non-scheduled services</b>											<b>1986-9 averages</b>	
Accidents involving passenger fatalities							3	2	8	7	5	
Passenger fatalities							133	3	120	394	162	
Passenger fatalities per 100 million passenger-km							0.09	0.00	0.07	0.07	0.05	

Flight International 17-23 January 1990

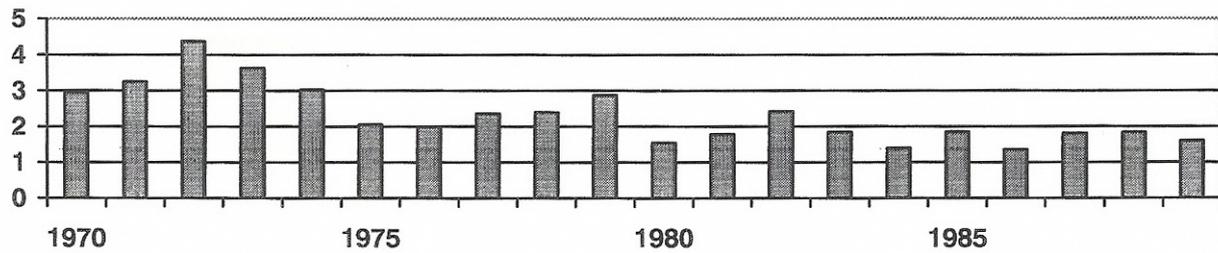
Figura 111: Tabla de accidentes en los que se han producido bajas

### 20.3. Seguridad en la aviación

La seguridad en el transporte aeronáutico se estudia mediante la accidentalidad del mismo. La accidentalidad queda reflejada aproximadamente mediante estadísticas. Algunas de las más utilizadas son:

- Accidentes con víctimas mortales (aproximadamente 1 por cada millón de salidas)
- Accidentes con avión siniestrado (aproximadamente 1 por cada millón de salidas)
- Víctimas mortales (aproximadamente 1 por cada mil millones de pasajeros-kilómetro transportados)
- Accidentes con lesiones (Aproximadamente 10 por cada millón de salidas)

**Accidentes con víctimas mortales por millón de salidas (aviones comerciales con MTOW ≥ 9000 kg)**



**Figura 112**

Como vimos anteriormente, podemos presentar la siniestralidad en el transporte aéreo con distintos tipos de estadísticas. Aunque todas trabajen con los mismos datos, los resultados ofrecen distinta imagen de dicha seguridad. Por ejemplo:

- Número de accidentes por año o número de muertos por año. Son valores absolutos, por lo que no tienen en cuenta el número de vuelos, que es cada vez mayor. Podrían darse en valores relativos dividiendo por el número de vuelos, o siendo más purista, dividiendo por el número de salidas (muchas no llegan a ser vuelos).
- Accidentes por número de horas voladas: no es buen parámetro de comparación ya que, en general, el tiempo de vuelo es superior a una hora, por lo que hay más horas de operación que número de vuelos y por lo tanto, proporcionalmente, hay menos accidentes en un millón de horas de vuelo que en un millón de vuelos. Además, con esta estadística favorecemos los vuelos de largo alcance ya que en ellos la fase de crucero (en la que menos accidentes ocurren) es más duradera. Por este motivo, hay determinados tipos de estadísticas con las que no podemos hacer comparaciones de forma realista.

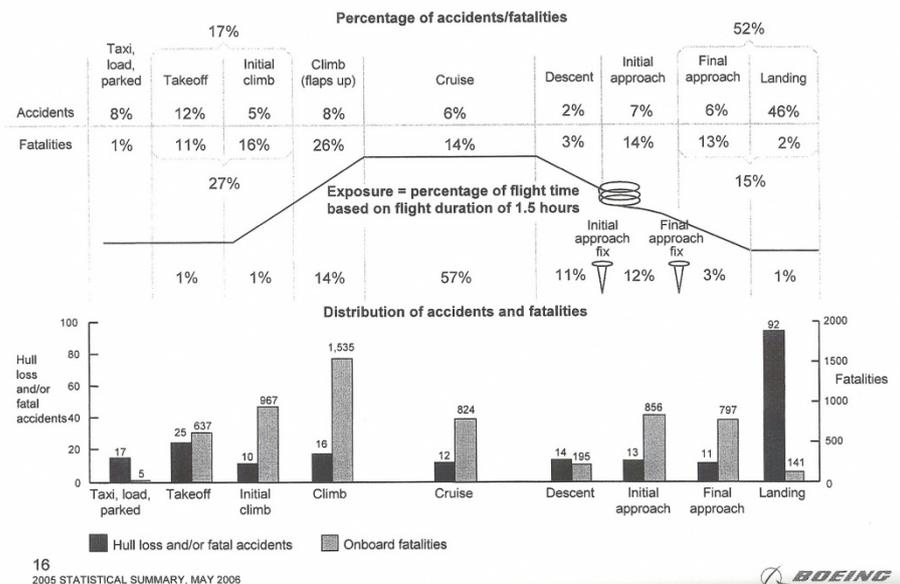
**Area safety achievement comparison**  
Area shares of world revenue passenger kilometres (RPK, ICAO) flown in the 1980s, against jet total losses starting 1982

Area	① World RPK share %	② Jet total losses	③ ②/①	④ ③/0.72
North America	43	31	0.72	1.00
Centra/S America and Caribbean	4	36	9.00	12.50
Europe	30	22	0.73	1.01
Africa	3	23	7.67	10.65
Middle East	2	1	0.50	0.69
Asia/Pacific	18	23	1.28	1.78

Flight International 17-23 January 1990

**Figura 113**

**Accidents and Onboard Fatalities by Phase of Flight**  
Hull Loss and/or Fatal Accidents – Worldwide Commercial Jet Fleet – 1996 through 2005



**Figura 114**

Aunque es en el aterrizaje donde se concentran el mayor número de accidentes, es sin embargo donde menor número de muertos se producen. Por el contrario, son las fases de despegue y los tramos de subida donde hay un porcentaje relativamente bajo de accidentes pero gran cantidad de fallecimientos.

## Accidents by Primary Cause\*

Hull Loss Accidents – Worldwide Commercial Jet Fleet – 1996 through 2005

Las causas principales de los accidentes aéreos son la tripulación, aeronave (fallos estructurales) y clima, en ese orden, aunque las dos últimas causas tienen más o menos el mismo porcentaje. Si clasificamos la accidentalidad por el tipo de vuelo tenemos vuelos de placer (10 veces mayor accidentalidad que la aviación comercial), de aplicaciones aéreas (agrícolas, extinción de incendios...), aviación general de instrucción, taxi aéreo, negocios y compañías/ejecutivos por orden decreciente de accidentalidad.

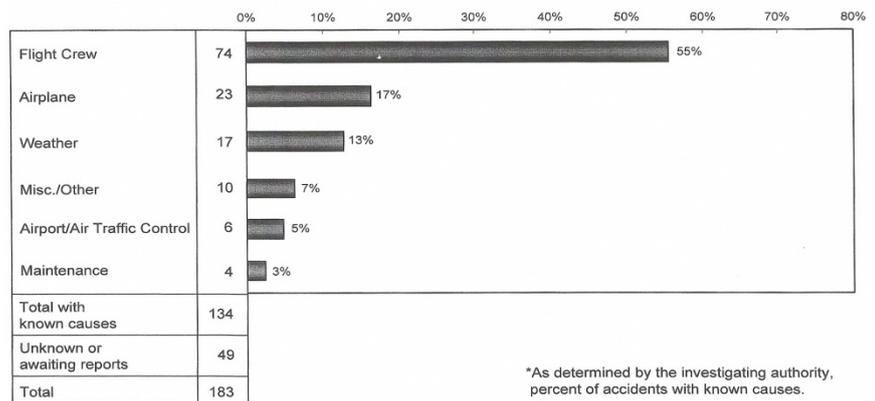


Figura 115

## 20.4. Prevención de accidentes

Se producen más incidentes que accidentes. Por este motivo se estudian mucho los primeros para ver si se encuentran causas repetitivas que, al corregirlas, eviten posibles accidentes. Los incidentes graves también se investigan detalladamente, ya que se consideran como cuasi-accidentes.

Un accidente suele ocurrir tras una mayor o menor cadena de fallos, de forma que es complicado decir cuál es la causa de un accidente; suele recurrirse al término “causa más probable”.

- Hombre
  - Tripulación
  - Control de tierra
  - Personal de mantenimiento
  - Personal de construcción
  - Personal de proyecto
- Máquina
  - Proyecto (fallos de diseño)
  - Fabricación
  - Mantenimiento (Mantenimiento inadecuado)
  - Operación (no por error del piloto, sino por estar definida de forma inadecuada)
- Entorno
  - Meteorología (hielo, niebla, viento, volcán en erupción con cenizas,...)
  - Entorno artificial (aeropuerto, torre de control,...)
  - Normativa

Responsabilidad compartida de los fabricantes, los explotadores y los organismos de aeronavegabilidad en la prevención de accidentes.

INDICES POR 100 000 AERONAVES-HORAS VOLADAS (1974-1977)

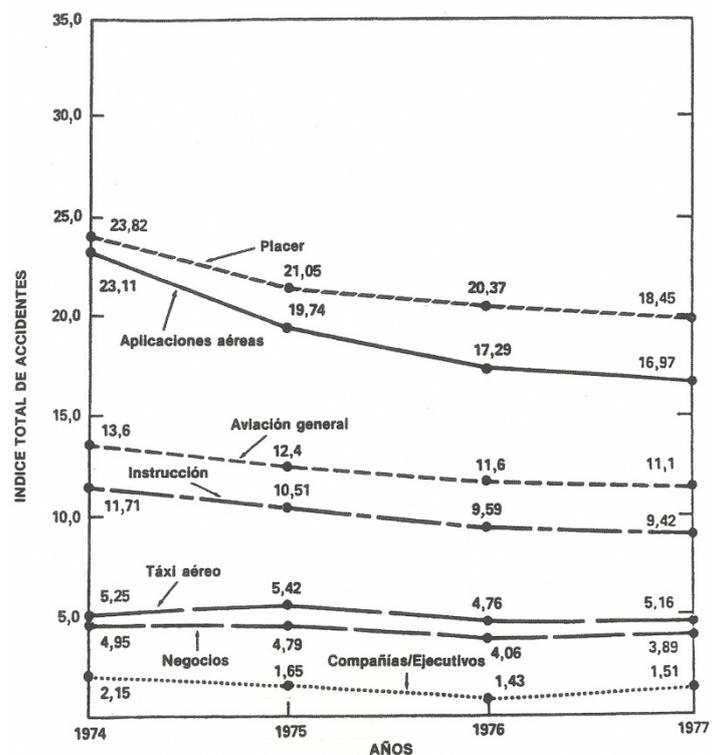


Figura 116

## 20.5. Investigación de un accidente

El único objetivo de la investigación de accidentes e incidentes será la prevención de futuros accidentes e incidentes. El propósito de esta actividad no es determinar la culpa o responsabilidad. Se trata de una investigación técnica; la que se encarga de buscar responsabilidades es una investigación legal o judicial.

- Informe preliminar
- Informe de datos sobre accidentes/incidentes
- Informe final
  - Sinopsis
  - Información sobre los hechos
  - Análisis
  - Conclusiones
  - Recomendaciones

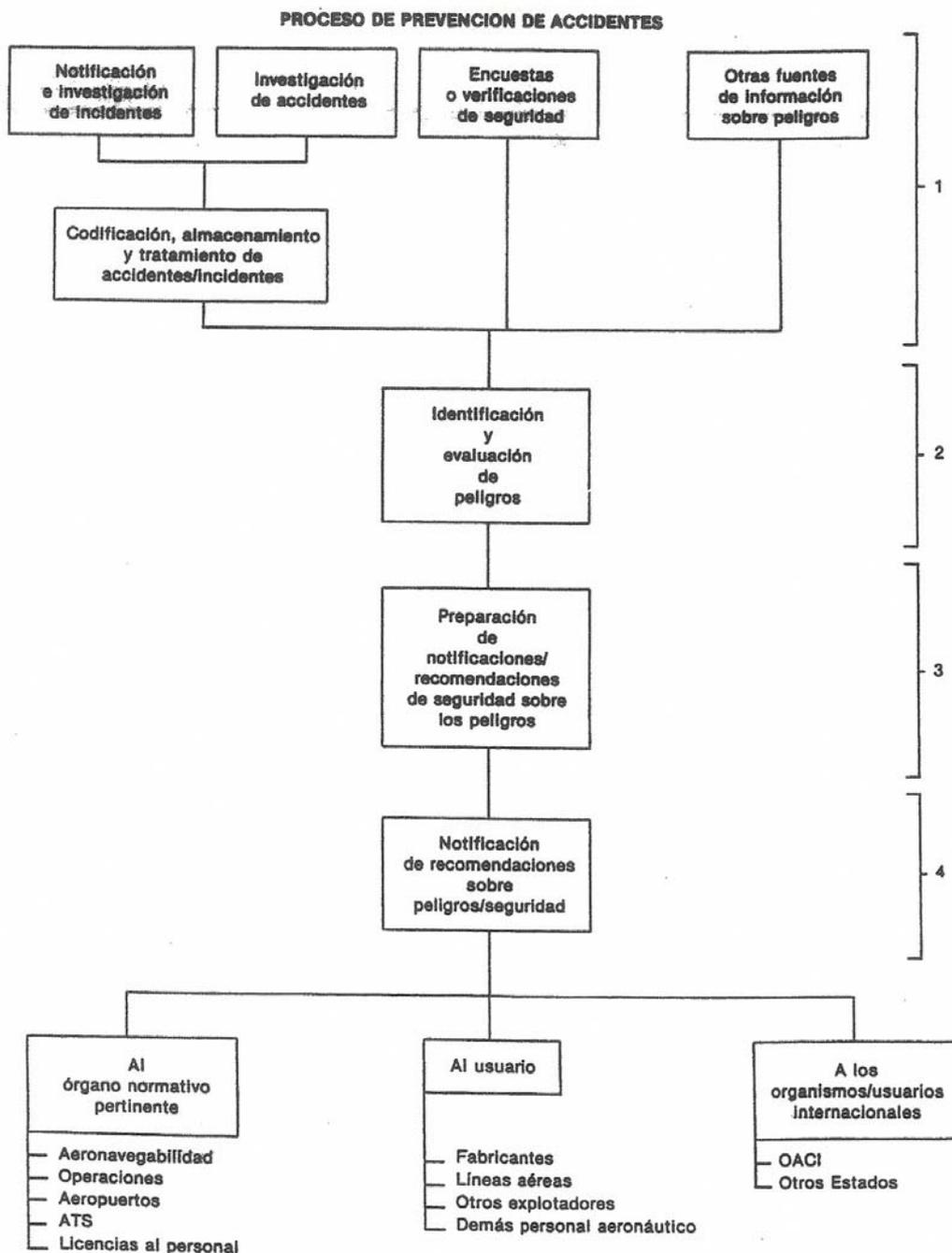
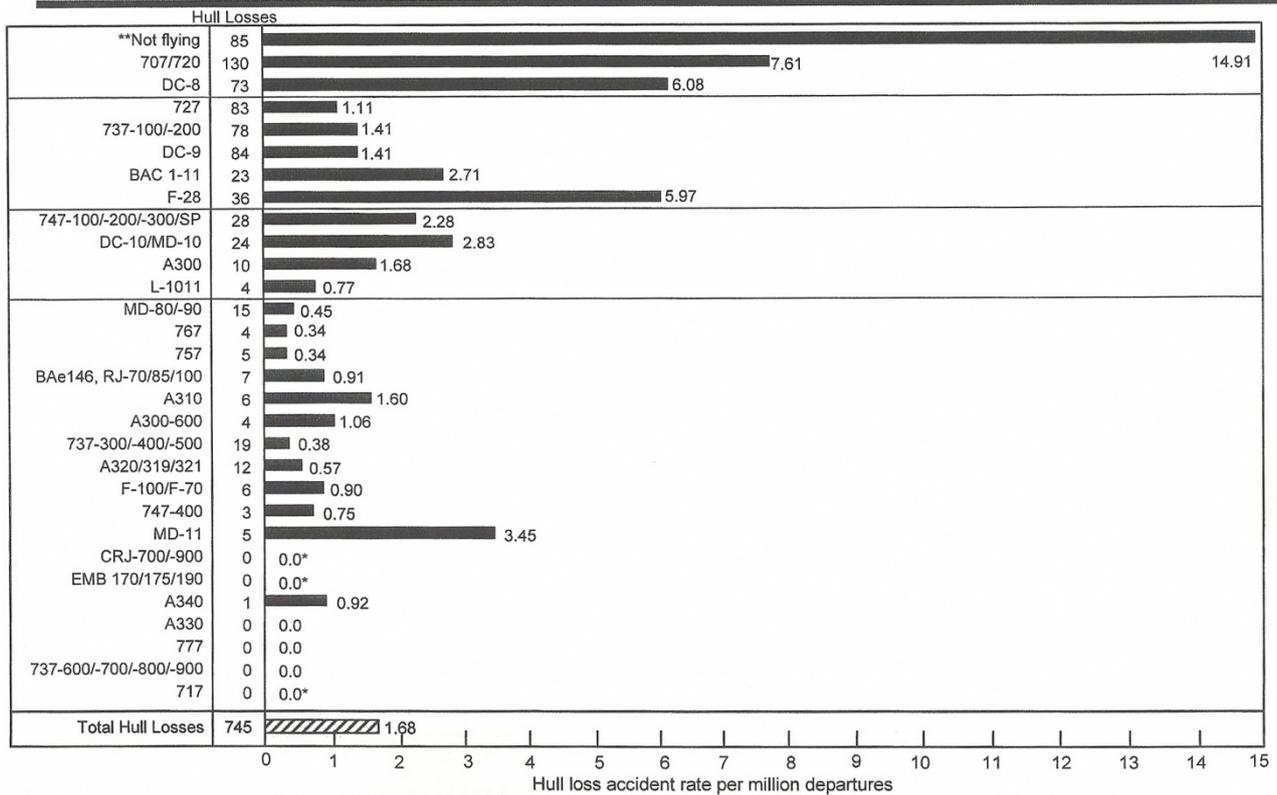


Figura 117

# Accident Rates by Airplane Type

## Hull Loss Accidents – Worldwide Commercial Jet Fleet – 1959 through 2005



\*\* The Comet, CV880/990, Caravelle, Concorde, Mercure, Trident and VC-10 are no longer in commercial service, and are combined in the "Not flying" bar.  
 \* These types have accumulated fewer than 1 million departures.

2005 STATISTICAL SUMMARY, MAY 2006

Figura 118