

# Cálculo de Aviones

**Author:** Guillem Borrell  
**Revision:** 0.9  
**Copyright:** Este documento es de dominio público salvo las figuras.

## Índice de contenidos

### 0. Cuestiones preliminares

- Objetivo de la asignatura
- Bibliografía
- Anteproyecto de Avión
- Para aprobar la asignatura...

### 1. Concepto y contenido de la asignatura

- El proyecto de un avión. Fases del proyecto
- Certificación

### 2. Aspectos económicos

- Factores que influyen en la adquisición de un avión
  - Economía del avión
  - Actuaciones del avión
  - Fabricante
  - Otros factores
- Costes asociados a la explotación de un avión comercial para una línea aérea
- DOC
  - Contribuciones
  - Criterios de Reducción
  - Factores que reducen el DOC
- Precio del avión

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

- Introducción
- Fuselaje
- Ala
  - Ala alta
  - Ala media
  - Ala baja

- Efecto de la localización del ala
  - Configuración interior
  - Seguridad
  - Actuaciones y condiciones de vuelo
  - Aspectos estructurales

- Planta propulsora
  - Selección del tipo
  - Selección del número de motores
  - Posición de los motores
  - Selección final del motor

- Superficies de cola

- Tren de Aterrizaje

#### 4. Arquitectura de Aviones

- Introducción

- Arquitectura del Fuselaje

- Propósito
  - Cargas sobre el fuselaje
  - Estructura básica

- Arquitectura del ala

- Revestimiento
  - Largueros
  - Costillas
  - Tanques de combustible

- Arquitectura de la cola

- Cola convencional
  - Cola en T

#### 5. Diseño del fuselaje

- Introducción

- Disposición de la cabina en aviones de transporte

- Diseño en planta de las cabinas

- Accesos, evacuación y servicios del avión en tierra

- Dimensionado

#### 6. Polar del avión

- Introducción

- Terminología de la resistencia aerodinámica

- Cálculo Práctico de  $C_{D0}$

- Cálculo práctico de  $\varphi$

- Reducción de la resistencia aerodinámica

- Reducción del  $C_{D0}$

#### 7. Actuaciones en vuelo horizontal

- Condiciones de Crucero
- Coefficiente de sustentación óptimo para vuelo horizontal
- Variación del  $c_j$  con el Mach de vuelo
- Empuje necesario para el crucero
- 8. Actuaciones en pista y en subida
  - Estimación de la distancia de despegue
  - Método para la estimación de la distancia de despegue
  - Aterrizaje
  - Actuaciones en subida
- 9. Pesos del avión
  - Introducción
  - Estimación inicial de los pesos del avión
  - Carga de pago
  - Peso vacío operativo
  - Peso de combustible
  - Estimación del peso de combustible para reservas
- 10. Dimensionado inicial
  - Punto de diseño
    - Criterios para seleccionar el punto de diseño
  - Dimensionado del ala
  - Superficies de cola
  - Disposición del tren de aterrizaje
- 11. Diagrama de pesos-alcances
  - Obtención del diagrama PL-R
  - Utilidad del diagrama PL-R
- 12. Diseño de alas en régimen subsónico
  - Introducción
    - Actuaciones del avión
  - Comportamiento ante ráfagas
  - Entrada en pérdida de perfiles y alas
    - Propiedades de los perfiles frente a la pérdida
    - Entrada en pérdida del ala
  - Comportamiento en subsónico alto
    - Comportamiento de perfiles
    - Efecto de la flecha en el ala
    - Bataneo
- 13. Selección de parámetros geométricos del ala
  - Forma en planta del ala

- Alargamiento
- Espesor Relativo
- Parámetro de estrechamiento  $\lambda$
- Parámetro de torsión  $\theta$
- 14. Dispositivos hipersustentadores y superficies de mando en el ala
  - Consideraciones generales
  - Dispositivos hipersustentadores
    - Flap de intradós o split flap
    - Flap simple
    - Flap Fowler
    - Flaps ranurados
    - Elección del dispositivo hipersustentador
    - Dispositivos hipersustentadores de borde de ataque
  - Comportamiento aerodinámico
  - Alerones
  - Spoilers
- 15. Distribución de pesos y centrado
  - Introducción
  - Flexibilidad y restricciones en la posición de la carga de pago
    - Pasajeros
    - Mercancías
    - Combustible
    - Efecto de la disposición general
  - Centrado del avión
- 16. Superficie horizontal de cola
  - Funciones
  - Estabilidad estática longitudinal
- 18. Cargas del tren sobre las pistas
  - Introducción
  - Tipos de pistas
  - Método LCN/LCG
  - Método ACN/PCN
- 19. Tren de aterrizaje
  - Introducción
  - Disposición del tren de aterrizaje
- 20. Seguridad en la aviación
  - Introducción
  - Accidentes e incidentes

Seguridad en la aviación  
Prevención de accidentes  
Investigación de accidentes

- A. Parámetros característicos de alas
- B. Prácticas de laboratorio
- C. Preguntas típicas de examen

## 0. Cuestiones preliminares

### Objetivo de la asignatura

Capacitar a los alumnos para llevar a cabo diseño preliminar de aviones de transporte, con especial atención al desarrollo de la configuración y la aeronavegabilidad. La asignatura se centrará en el ámbito de los aviones de transporte de pasajeros.

Las fases principales del diseño de un avión son por orden cronológico:

1. Diseño conceptual
2. Diseño preliminares
3. Diseño detallado

Esta asignatura se centra en el diseño conceptual y el preliminar sin llegar al diseño detallado. En esta fase el desarrollo de la configuración se centra en el aspecto externo del avión y el diseño para cumplir los requisitos del proceso de certificación (aeronavegabilidad).

### Bibliografía

Hay dos títulos principales:

**Roskam, J. Airplane Design (1985).** Es una enciclopedia del cálculo de aviones. No se para a justificar las fórmulas, sólo pretende ser un manual.

**Torenbeek, E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. (1976).** Se parece más a un libro de texto que el Roskam pero la tipografía es muy deficiente y algunas veces se va por las ramas.

Además, como información adicional las siguientes revistas merecen la pena.

- Aviation Week and Space Technology
- Flight International.
- AIAA Journal
- Journal of Aircraft.

Las dos primeras son divulgativas y tienen interés para el anteproyecto. Las dos siguientes son más científicas y no tan útiles.

## Anteproyecto de Avión

Existe la posibilidad de realizar un trabajo voluntario, un anteproyecto del diseño de un avión. Es un trabajo voluntario que puede ser realizado de dos formas distintas.

1. En grupos de cuatro a seis personas. Debe ser entregado antes de las 13:00 horas del 20 de Diciembre, ampliable al 9 de Enero a la misma hora previa petición del grupo.
2. De forma individual (si lo desea) para los alumnos que quieran hacer el proyecto de avión como PFC.

El proyecto hará media con la nota del examen final en la nota de la asignatura, siempre para sumar y siempre en el caso que se haya aprobado el examen.

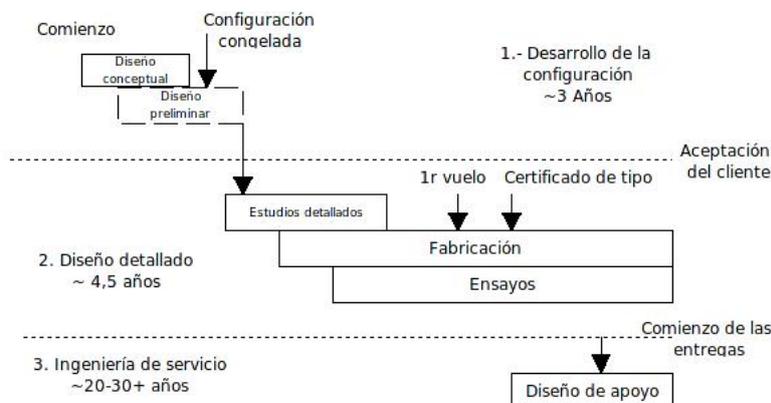
Al final del guion de la asignatura se encuentra una referencia de cómo realizar las tablas de aviones semejantes, parte importante del anteproyecto.

### Para aprobar la asignatura...

- Es necesario haber realizado y superado las prácticas de laboratorio
  - Aprobar el examen final, para lo que se requiere:
    - Figurar en las actas
    - Superar la puntuación mínima de todas las preguntas (normalmente de 3 puntos)
- Los errores graves pueden puntuar negativamente. La colección de problemas de la asignatura contiene problemas de exámenes recientes que pueden servir como referencia.

## 1. Concepto y contenido de la asignatura

### El proyecto de un avión. Fases del proyecto



El comienzo del proyecto de un avión surge por demanda de un cliente o por un estudio de mercado elaborado por la propia empresa. Los fabricantes forman entonces un grupo de trabajo o grupo de proyecto para elaborar el avión. El proceso de diseño consta de tres fases:

**Diseño conceptual** A cargo de un equipo pequeño de la oficina de proyectos que establece un mínimo de especificaciones iniciales y configuraciones posibles. Es un proceso creativo que culmina con un espacio de configuraciones posibles con nula o pobre precisión en los resultados.

**Diseño preliminar** Es un proceso de optimización de los resultados obtenidos durante el diseño conceptual. Es durante este proceso cuando se escoge una de las posibles configuraciones que será la

definitiva del avión, es lo que se conoce como *configuración congelada*. Una vez dado este paso se espera que el contratista la acepte o se produzca una buena acogida por parte del mercado. Desde el inicio del diseño conceptual hasta la configuración final pueden pasar de tres a varios años.

**Aceptación del mercado** La aceptación del mercado se expresa mediante las reservas de compra que se produzcan. El éxito del proyecto depende de las ventas del avión, si no hay una buena acogida al proyecto por parte del mercado no se sigue con él. Si se llega a la cantidad necesaria de reservas se pasa al proceso de diseño detallado en el que se concreta la precisión hasta el nivel de la pieza.

## Certificación

Una vez se ha cerrado el diseño del avión ha de lograr un certificado de tipo, una garantía que el proyecto es válido, que el avión no va a presentar problemas. Para lograrlo se somete a uno o varios prototipos a pruebas de todo tipo durante dos o tres años. Sin el certificado no se puede iniciar el proceso de fabricación. Este proceso puede durar unos 2-3 años.

## 2. Aspectos económicos



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

#### Economía del avión

Costes totales de operación del avión, ya sean relacionados o no con su uso.

#### Actuaciones del avión

Las características más importantes para una compañía aérea son:

- Diagrama PL-R
- Velocidad de crucero
- Actuaciones en campo

Capacidad de vuelo con un motor parado (EROPS). En el caso de tratarse de un avión bimotor es muy importante la certificación ETOPS. ETOPS significa Extended-range Twin-engine Operation Performance Standards. Es el tiempo máximo que un avión bimotor puede alejarse de un aeropuerto adecuado con el fallo de un motor o de un sistema importante. Va de 60 hasta 180 minutos y depende de la compañía aérea.

## **Fabricante**

- Experiencia previa
- Condiciones de financiación
- Plazos de entrega
- Servicio post-venta

## **Otros factores**

- Capacidad evolutiva del avión
- Atractivo para el pasajero
- Ruído del avión

## **Costes asociados a la explotación de un avión comercial para una línea aérea**

Los costes se separan en dos grupos

**Costes directos** aquellos que dependen directamente del tipo de avión adquirido, es decir, serían distintos si fuera un avión distinto

**Costes indirectos** Son invariantes del tipo de avión

La proporción de gastos de las compañías aéreas suele repartirse del siguiente modo:

- 8%: Administración
- 17%: Venta y promoción de billetes
- 10%: Servicios al pasajero
- 16%: Tasas del aeropuerto
- 7%: Amortización
- 10%: Mantenimiento
- 3%: Seguros
- 1%: Tripulaciones
- 21%: Combustible y lubricante.

## **DOC**

Antes de definir el DOC es importante hablar de estos dos parámetros:

**Tiempo Bloque** Tiempo que transcurre entre que se quitan las calzas en el aeropuerto de salida hasta que se ponen en el aeropuerto de destino.

**Velocidad Bloque** Distancia recorrida dividida por el tiempo bloque.

El Coste Directo de Operación es un valor numérico que utiliza la compañía aérea para valorar todos los costes directamente relacionados con el tipo de avión con el que opera en una ruta determinada.

El DOC suele expresarse concretamente la utilización de un avión cuando opera durante un año por una ruta concreta. Depende del tipo de avión y del régimen de vuelo.

Se expresa en una unidad monetaria por año pasajero km transportado

## Contribuciones

Todos los gastos que tiene una compañía aérea que estén directamente relacionados con el tipo de avión con el que opera. No hay coincidencia entre líneas aéreas o organizaciones internacionales sobre qué contribuciones al coste para una compañía es parte o no del DOC. Algunas que suelen considerarse son: (TCMTASI)

- Amortización
- Seguros
- Intereses. Estos tres primeros dependen directamente del precio del avión.
- Tripulación tanto de cabina de pasajeros como de mando
- Combustible
- Mantenimiento
- Tasas aeroportuarias y de navegación

Normalmente una compañía ronda entre los 60% de gastos directos y 40% de gastos indirectos.

## Criterios de Reducción

Expresando la fórmula del consumo  $\frac{dW}{dt} = \frac{C_e W}{L/D}$  vemos que hay tres modos evidentes de reducir el DOC:

- Mejorar la aerodinámica del avión
- Reducir el peso del avión
- Reducir el consumo de los motores

## Factores que reducen el DOC

Además de los parámetros relacionados con las actuaciones (consumo específico, peso y aerodinámica):

- Mantenimiento
- Tripulación (formación y servicio)
- Costes dependientes del precio del avión
- Reducción de tasas asociada a la reducción de peso.

## Precio del avión

El DOC es fuertemente dependiente ~36% del precio del avión. Éste depende de: (EMBIPA)

- Motores (20%)
- Equipos(20%)
- Personal(20%)
- Materiales(10%)
- Beneficios de gestión del proyecto(10%)

- Intereses(10%)
- Amortización de costes generales, I+D, pruebas, ensayos...(10%)

Los criterios para reducir el precio del avión son:

- Reducir el número de piezas
- Intercambiabilidad de las piezas
- No incurrir en grandes gastos de I+D

El gasto en I+D es quizás lo más complicado de regular. Un gasto suficiente en I+D es beneficioso para el coste directo de operación a costa de aumentar el precio del mismo. Es muy importante encontrar el equilibrio.

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

#### Introducción

Configuración general: aspecto externo del avión , fuselaje, ala, planta propulsora y tren de aterrizaje, superficie de cola. Estos elementos se definen con su geometría inicial y hay que indicar la posición de unas respecto a otras. A partir de esto se pueden realizar los primeros dibujos.

En esta etapa de diseño es cuando mayor importancia cobra la creatividad. Al final de la fase creadora se congela la configuración.

Datos de los que se vale el diseñador:

**Especificaciones iniciales** No existen físicamente, se elaboran mediante un estudio de mercado con previsiones sobre las necesidades futuras.

**Normas de aeronavegabilidad** De absoluto cumplimiento, difícilmente tienen consecuencias negativas.

**Experiencia previa** Tanto del equipo de diseño como de los competidores.

**Tecnologías e ideas dominantes** Hay que tener en cuenta que el desarrollo del avión es largo, puede ser que alguna tecnología emergente o inexistente durante el inicio del proyecto se consolide en su fase final.

Existen también criterios económicos, tanto debido a costes directos como el coste del ciclo vital del avión.

Su experiencia previa es importante ya que hay ciertos métodos o modelos semiempíricos que tienen coeficientes ajustados mediante las bases de datos de aviones semejantes.

#### Fuselaje

Tiene 4 funciones principales

- Alojarse a la PL en cc adecuadas al margen del exterior
- Alojarse a la tripulación
- Albergar todos los equipos y sistemas
- Servir de estructura principal de “anclaje” del resto de los elementos del avión

Características

- Gran esbeltez por razones aerodinámicas

- Secciones transversales posibles
- Sección cuadrada: Para alturas de vuelo que no requieran presurización (menores a 3500m). Más fáciles de producir, pueden acondicionarse con calefacción y algo de presurización. Suelen utilizarse en transporte de carga
- Sección circular: Forma óptima para resistir la presión hidroestática, grande en fuselajes presurizados a partir de alturas de 3500m. Dentro de esta clasificación entran distintas configuraciones, siempre a base de arcos de circunferencia.

## **Ala**

Dos tipos mayoritarios de formas en planta:

Forma en planta rectangular:

- Muy usada en aviación regional
- Gran facilidad de producción
- Mala aerodinámica y mal comportamiento estructural

Forma en planta de cuerda variable y en flecha

- Mejor comportamiento aerodinámico y estructural
- Más difícil y cara de producir

### **Ala alta**

Ventajas:

- Facilidad y rapidez de carga y descarga, lo que la hace ideal para el transporte militar.
- Menor interferencia para monoplanos con alas arriostradas. Además las barras de sujeción trabajan a tracción
- Trenes de aterrizaje cortos
- Efecto suelo en aviones STOL

Desventajas

- Alojamiento del tren de aterrizaje en el fuselaje lo que requiere un aumento de peso
- Poca fuerza tractora del tren de aterrizaje

### **Ala media**

Ventajas:

- Resistencia mínima debido a la menor interferencia de capas límites
- Se minimiza la divergencia del flujo en la raíz del ala
- Ideal en cargueros y entrenadores
- Sirve de suelo en los aviones de transporte grandes

Desventajas

- Variación considerable de la posición del CDG

## **Ala baja**

Ventajas:

- Ideal para cargueros pequeños que esperan en aeropuertos secundarios y en campos de vuelo donde no se dispone de equipos de carga especiales
- Aprovechamiento más eficiente del fuselaje por debajo del suelo
- Permite una mayor deflexión de la cola horizontal, rotación óptima durante el despegue.

Inconvenientes:

- Alguno habrá

## **Efecto de la localización del ala**

### **Configuración interior**

**Ala alta** Fuselaje en forma de campana para que el tren sea corto y fuselaje más largo para albergar la carga. Lo último implica una mayor variación de la posición del CDG

**Ala baja** El tren de aterrizaje se retrae en las góndolas o en el fuselaje justo detrás de la sección central del ala con flecha hacia atrás. A veces existe una protusión debida al ala en la parte baja del fuselaje.

## **Seguridad**

Ala baja

- Cuerpo absorbedor de energía.
- Problemas de chispas al rozar con el suelo
- Posibilidad de daño en los tanques

Ala alta

- Si hay que amerizar el fuselaje queda sumergido, esto obliga a diseñar salidas de emergencia en el techo.

## **Actuaciones y condiciones de vuelo**

- El efecto de vuelo es mayor en alas bajas lo que aumenta las longitudes de campo necesarias
- Capacidad de deflexión del plano horizontal de cola: es mejor en el ala alta pero las diferencias son pocas
- Maniobras acrobáticas: se favorecen con alas medias-bajas

## **Aspectos estructurales**

- El ala alta es más compleja.

## Planta propulsora

### Selección del tipo

#### Note

Fórmulas del consumo de turbohélices y turbofanés

De este modo podemos considerar que un turbofán es la única elección para el subsónico alto y el turbohélice para el subsónico bajo.

### Selección del número de motores

Las variables a tener en cuenta son:

- Repercusión en la economía del avión:
- Sube el número de motores: sube el coste de mantenimiento
- Sube el número de motores: motores más pequeños, mejoran las condiciones estructurales del ala
- Las normas exigen, con el fallo de motor, un gradiente mínimo de subida. Veámoslo con un ejemplo:... Ejemplo analítico y numérico.

### Posición de los motores

Ver Torenbeek para una buena discusión sobre el tema.

### Selección final del motor

Los criterios son:

- Empuje o potencia
- Consumo específico
- Peso del motor
- Precio del motor
- Costes de mantenimiento
- Experiencia previa con el fabricante, plazos de entrega...

### Superficies de cola

Las superficies de control no siempre están en la cola aunque el canard es muy poco utilizado en aviación civil. La mayoría de fabricantes se decanta por:

- Cola en T. Condicionada por la presencia de motores junto al fuselaje. Presenta una mayor complicación estructural
- Cruciforme. Útil cuando el motor va debajo del ala
- Cola baja, directamente unida al fuselaje.

## Tren de Aterrizaje

Fundamentalmente es un triciclo (siempre que no se trate de aviación deportiva o regional con rueda en el morro)

Puede alojarse en ala o en fuselaje según la posición de los motores:

Bajo el ala: trenes más altos

Adosados al fuselaje: retrasan la posición de ala y por tanto del tren.

## 4. Arquitectura de Aviones

### Introducción

Identificación errónea entre arquitectura y estructura. La arquitectura engloba la disposición de los equipos y acondicionamiento interno.

Arquitectura está relacionada con la habilidad y los componentes estructurales esenciales

La arquitectura se suele descomponer en bloques arquitectónicos: fuselaje, ala... Esta descomposición se deba a la necesidad de los subcontratistas para grandes pedidos así como facilitar la tarea a los consorcios.

La arquitectura y la estructura son aspectos que cambian poco con el tamaño del avión, incluso con el tipo de avión.

En los comienzos de la aviación el objetivo del diseñador era soportar las cargas. Las estructuras exteriores inicialmente sólo servían de revestimiento, luego fracasaron los intentos de estructura monocasco y finalmente se optó por las estructuras semimonocasco.

### Arquitectura del Fuselaje

#### Propósito

El propósito de un avión es transportar una PL o una carga útil militar

Esta carga de pago pueden ser pasajeros, a los que hay que transportar con seguridad y confort. La concepción del fuselaje depende de la misión del avión, sobre todo desde el punto de vista no estructural

#### Cargas sobre el fuselaje

- Aerodinámicas: de pequeño valor comparadas con el ala
- Concentradas Reacciones del ala, tren cola...
- Inerciales: en el interior se pueden alojar elementos de tamaños y pesos diversos
- Presurización: Fuerza a soluciones basadas en secciones circulares

#### Estructura básica

Tubo único de pared delgada reforzado transversalmente con cuadrenas y longitudinalmente con largueros y larguerillos. De esta forma se soportan los estados de flexión, torsión y cargas axiales. Debería estar libre de aberturas pero si se realizan deben utilizarse marcos de refuerzo.

**Revestimiento** Absorbe la cortadura debida a torsión, fuerzas transversales y cargas de presurización.

Para prevenir la inestabilidad local se utilizan larguerillos longitudinales.

**Largueros** Para prevenir la inestabilidad global a flexión.

Para mantener la forma del revestimiento y soportar los larguerillos se añaden cuadrenas como elemento de refuerzo transversal. La distancia entre cuadrenas es más o menos constante y de 0.5m

Se instalan mamparas de presión para soportar los esfuerzos debidos a la presurización en los extremos del fuselaje, entre las zonas presurizadas y no presurizadas. Cualquier solución que no sea un casquete esférico es estúpida en aviones de gran tamaño. El interfaz entre los casquetes y el fuselaje es una parte complicada y requiere optimización

**Mamparo posterior:** Separa el cono de cola, donde está la APU y los cambiadores de calor de acondicionamiento de cabina (refrigeración).

## Arquitectura del ala

El elemento estructural primordial es el Larguero, que soporta el momento flector de la sustentación. Puede ser una viga o un conjunto de vigas. Esto es así para alas en voladizo (no arriostradas)

Según sus actuaciones el ala puede ser:

- bi-largueras o tri-largueras
- multilargueras convergentes (ej: cajón en delta)
- Los estados principales de carga del ala son:
- Sustentación: de valor  $W \cdot n \cdot 1.5$ , donde  $n$  es el factor de carga para la carga máxima
- Presión interna de los tanques de combustible
- Cargas concentradas: fijación del tren de aterrizaje, dispositivos hipersustentadores de borde de ataque y de salida
- La estructura resistente del ala es el Cajón de Torsión formado por largueros y larguerillos longitudinalmente, costillas transversalmente y revestimiento alrededor.

## Revestimiento

- Recibe las cargas aerodinámicas y las transmite a las costillas.
- Supone el 50-70% del peso del ala
- Intradós: se diseña a tracción. Está sujeto a ciclos de carga-descarga a tracción con lo que tiene que resistir bien la fatiga y debe tener una buena tenacidad.
- Extradós: se diseña a compresión. Puede presentar pandeo; no siempre se evita, en algunas alas se deja que la superficie pandee pero se controla. Los larguerillos controlan la inestabilidad local

## Largueros

- Habitualmente son dos vigas rectas a un 10 y un 10 y un 60% de la cuerda
- Se añade un tercer larguero para sujeción del tren principal
- La carga principal que sujetan es la flexión (viga en voladizo)
- Pueden existir quiebros en el encastramiento y con cambios de cuerda.

## Costillas

- Dan forma al perfil del ala
- Limitan la longitud de los larguerillos
- Limitan el tamaño de los paneles de revestimiento (inestab. local)
- Transfieren y distribuyen las cargas de cortadura entre los largueros
- Reciben cargas inerciales
- Compresión en su propio plano
- Cargas de tensión diagonal en el revestimiento
- Colocación en alas en flecha: paralelas al plano de simetría el avión cerca del encastre y perp. a la línea de torsión del ala cerca de la punta.

## Tanques de combustible

En el interior del cajón de torsión se sitúa un tanque integral de combustible. La disposición de los diferentes tanques a lo largo de la envergadura y su nº no depende de la estructura sino del problema de centrado pues a medida que se consume combustible el CDG del avión varía junto con el momento flector en el encastre.

Como el combustible alivia el momento flector en el encastre debido a la sustentación siempre se llevan los depósitos de la punta llenos y se vacían del encastre hacia la punta.

Puede incluso llevar tanques auxiliares en el encastre y en el estabilizador horizontal. En el segundo caso puede ayudarnos a equilibrar el avión cuando los tanques de las alas están llenos

## Arquitectura de la cola

La estructura de las superficies de cola es similar a la del ala aunque como no hay necesidad de utilizar dispositivos hipersustentadores el cajón de torsión amplía la proporción de cuerda que ocupa.

Las cargas principales que soporta son las articulaciones de las superficies móviles y en su diseño debe tenerse en cuenta que el flameo puede alterar el mando, no debe mostrar inestabilidades.

### Cola convencional

Consta de dos semialas unidas dentro de la parte posterior del fuselaje. En aviones grandes el estabilizador puede pivotar alrededor de dos puntos unidos a una cuaderna del fuselaje. El ángulo de incidencia se regula en un punto de la zona delantera de la sección central.

### Cola en T

A carga estática el diseño es igual al anterior

Debido a problemas de flameo del estabilizador vertical, éste y el amarre del horizontal deben diseñarse con gran rigidez. Esta rigidez a torsión depende mucho de la masa del EH que debe reducirse al máximo. En general se necesita 1.5 veces mayor rigidez en el encastre y 40 veces más en la punta respecto al convencional. Para reducir el efecto del flameo se le dota de diedro negativo.

## 5. Diseño del fuselaje

### Introducción

Las principales misiones del fuselaje son

- Albergar y proteger la carga de pago
- Alojarse la cabina de la tripulación
- Hacer de estructura central del avión
- Alojarse equipos y servicios

Las esbelteces típicas de los fuselajes se encuentran entre 8 y 12. Las esbelteces mayores tienen problemas de resistencia aerodinámica y las mayores de rigidez estructural y de ángulo de despegue y aterrizaje.

### Disposición de la cabina en aviones de transporte

Aspectos que afectan a la disposición de la cabina:

- Duración del vuelo (parámetro, volumen por pasajero)
- Diseño y distribución de los asientos.
- Impresión estética
- Accesos
- Servicios
- Tripulación

En lo que respecta a la distribución general en su sección transversal se habla de aviones de fuselaje estrecho y de fuselaje ancho. Los de fuselaje estrecho tienen sólo un pasillo y su capacidad es siempre menor a unos 200 pasajeros. A partir de aproximadamente esta cifra se pasa a las configuraciones con dos pasillos hasta unos 500 pasajeros. A partir de esta cantidad se debe optar por soluciones alternativas, la única utilizada hasta la fecha son múltiples pisos. Utilizar tres pasillos no tiene sentido por motivos de seguridad.

Al planificar la distribución en planta de la cabina debemos atender principalmente las normas de seguridad. Se pretende que los pasajeros puedan salir cuanto antes del avión en caso de accidente, por ello las normas exigen un determinado dimensionado del interior de la cabina.

- Nunca un asiento debe estar a una distancia de más de dos asientos del pasillo
- Los pasillos deben tener una anchura suficiente para la evacuación, normalmente se utiliza 0.5m
- Las alturas de los pasillos deben ser suficientes (entre 2 y 2.8 m)

### Diseño en planta de las cabinas

El principal parámetro es la longitud de cabina. Se suele optar por clasificar los asientos en tres clases, primera, business y turista. Se habla también de configuración business-turista y de alta densidad (sólo turista)

Normalmente las distancias longitudinales y transversales entre asientos (pitch) son:

clase	Primera	Business	Turista
pitch	1.5m	0.92m	0.85-0.75m
anchura	0.5m	0.435m	0.435-0.4m

## Accesos, evacuación y servicios del avión en tierra

La evacuación es un aspecto de gran relevancia a la hora de la certificación de un avión.

La norma 25.803 especifica que todos los pasajeros, independientemente del tamaño del avión, deben tardar 90 segundos en estar fuera del avión desde el instante en el que se encienden las luces de emergencia. Esto implica que las puertas de emergencia son un requisito fundamental en el diseño de la cabina de los aviones de transporte.

Los accesos son importantes por dos motivos:

- Las puertas de accesos son también salidas de emergencia. Deben tenerse en cuenta para la evacuación
- La posición adecuada de los accesos, tanto de pasajeros como de asistencia al avión, pueden reducir significativamente el tiempo de permanencia del avión en tierra.

Cada **par** de puertas de emergencia, en la evacuación, puede evacuar una cantidad determinada de pasajeros según la siguiente tabla:

Tipo	Anchura mínima	Altura mínima	Pasajeros
A	xxx	xxx	110
B	42 in	72 in	75
C	32 in	72 in	55
I	30 in	48 in	45
II	20 in	44 in	40
III	20 in	36 in	35
IV	19 in	26 in	9

## Dimensionado

- Anchura de la cabina

$$b_c = 0.5(N_a + N_p) + [0.05, 0.15]$$

- Anchura del fuselaje

$$b_f = b_c [1.05, 1.08]$$

- Longitud de la cabina

$$l_c = \left( \frac{N_{pax}}{N_{a\ fila}} \text{pitch} \right) [1.25, 1.35]$$

- Longitud del fuselaje

$$l_f = l_c + [2.5, 4]b_f$$

## 6. Polar del avión

### Introducción

Trabajamos con una polar cuadrática:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \Lambda \varphi}$$

La polar tiene dos términos, la resistencia de fricción del avión y la resistencia inducida por la sustentación. Los términos son entonces

- $C_{D0}$ : Puramente aerodinámico. Depende del número de Reynolds, a mayor Re menor coeficiente de resistencia. Además depende del Mach de vuelo y de la configuración aerodinámica del aeronave
- $\Lambda$ : Alargamiento (parámetro geométrico)
- $\varphi$ : Parámetro aerodinámico que depende principalmente de la geometría del ala, del número de Reynolds de vuelo y del Mach de vuelo

Es un modelo matemático bastante ajustado

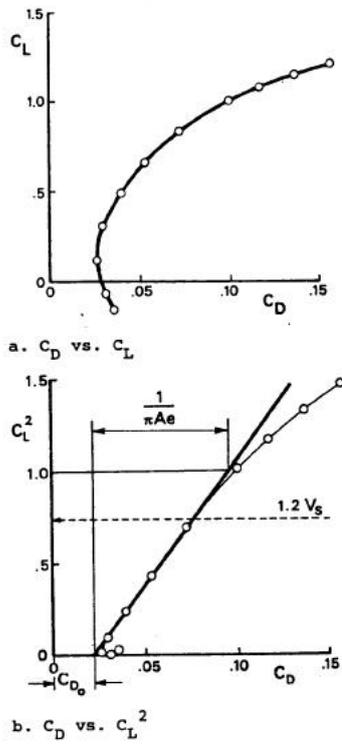


Fig. 5-4. Typical low-speed polar curve

representa errores de sólo un 1%. Los parámetros típicos aparecen en la tabla siguiente.

	$C_{D_0}$	$e$
high-subsonic jet aircraft	.014 - .020	.75 - .85*
large turbopropeller aircraft	.018 - .024	.80 - .85
twin-engine piston aircraft	.022 - .028	.75 - .80
small single engine aircraft		
retractable gear	.020 - .030	.75 - .80
fixed gear	.025 - .040	.65 - .75
agricultural aircraft:		
- spray system removed	.060	.65 - .75
- spray system installed	.070 - .080	.65 - .75

Una vez sabemos que nuestro modelo se ajusta bien es necesario calcular los coeficientes con una precisión parecida. Se considera que una precisión de 3% es muy buena y de 7% aceptable.

**Calculamos la polar no equilibrada, esto significa que tenemos en cuenta sólo el ala, no el avión equilibrado con contribución de la cola.**

Una de las simplificaciones más importantes es que para el ala casi nunca es cierto que  $\frac{L}{W}$ . Además debemos tener en cuenta que el CDG del avión cambia según el estado de los depósitos de combustible. Si queremos ser completamente rigurosos debemos calcular la *polar equilibrada* que tiene en cuenta todas estas contribuciones.

## Terminología de la resistencia aerodinámica

La resistencia aerodinámica se desglosa en el diseño de aeronaves en múltiples contribuciones.

### Cálculo Práctico de $C_{D0}$

Para calcular el coeficiente de resistencia a fricción utilizamos la *analogía de la placa plana*. Se trata de calcular la resistencia de cada uno de los elementos del avión y luego añadir unos factores de interferencia entre los mismos.

$$C_{D0} = \left[ \sum_i C_{fi} \frac{S_{wet\ i}}{S_w} F F_i \right] F I_{ij}$$

Para calcular el coeficiente de resistencia de cada cuerpo es cuando se utiliza dicha analogía

$$D_{placa} = \frac{1}{2} \rho V^2 \overbrace{S_{wet}}^{=2bc} \underbrace{c_f}_{c_f \ 34-45 \cdot 10^{-4}}$$

El coeficiente de fricción depende del número de Reynolds del movimiento. Normalmente se escoge el que da mayor coeficiente de fricción entre el de corte y el de cruceo.

Obviamente los cuerpos no son una placa plana, para “convertirlos” en cuerpos fuselados se utiliza un factor de forma y para tener en cuenta la repercusión que tienen en el avión se les adimensionaliza con la superficie alar y se multiplica por un factor de interferencia llegando a la primer fórmula de la sección.

La superficie alar a la que se refieren todas las fórmulas es la correspondiente al ala completa, no a la suma de las dos semialas. Debemos tener en cuenta también que la analogía de la placa plana tiene en cuenta que el flujo se encuentra adherido. Existen zonas del avión como por ejemplo el cono de cola, donde el flujo está desprendido y es completamente turbulento. Estas contribuciones deben tenerse en cuenta a parte.

## Cálculo práctico de $\varphi$

Si nuestro avión constase sólo de una ala  $\varphi$  sería equivalente al factor de Oswald. Pero este no es casi nunca el caso. Podemos utilizar la siguiente fórmula

$$\frac{1}{\varphi} = \left[ \frac{1}{e} + k \right] (1 + \epsilon)$$

donde

- $\frac{1}{e}$  es el término correspondiente a la resistencia inducida por el ala, la inversa del factor de Oswald
- $k$  Es la contribución de la resistencia inducida viscosa
- $\epsilon$  Es el factor de corrección por equilibrado del avión.

## Reducción de la resistencia aerodinámica

La resistencia debido a efectos viscosos en el flujo adherido es muy difícil de reducir. La única dependencia importante es la del número de Reynolds.

La resistencia inducida puede reducirse colocando winglets en las puntas de las alas para reducir la magnitud de los vortices marginales (estela). El inconveniente de los winglets es que aumentan el momento flector del ala.

### Reducción del $C_{D0}$

En la mayoría del avión el flujo es adherido y turbulento. Una de las pocas cosas que podemos controlar es forzar la transición. Los métodos se basan en modificar las superficies del avión para modificar el flujo a mediana escala. Podemos utilizar materiales con rayados microscópicos en la dirección de la corriente, perfiles laminares que retrasan la aparición de la capa límite turbulenta, un doble extradós. La ciencia está en pañales.

## 7. Actuaciones en vuelo horizontal

### Condiciones de Crucero

Ha de calcularse el alcance de un cierto avión:  $R = \int_{t_i}^{t_f} V dt$

Para un turbofán ( $\frac{dW}{dt} = -gc_j T$ ):

$$R = \int_{W_i}^{W_f} \frac{V}{gc_j T} dW = \int_{W_i}^{W_f} \frac{V}{gc_j} \frac{L}{D} dW = \frac{VL}{gc_j D} \ln \frac{W_f}{W_i}$$

Para un turbohélice ( $\frac{dW}{dt} = -gc_p P_m$   $P_m = \frac{TV}{\eta_p}$ ):

$$R = \int_{W_i}^{W_f} \frac{V \eta_p}{gc_p TV} dW = \int_{W_i}^{W_f} \frac{\eta_p}{gc_p} \frac{L}{D} dW = \frac{\eta_p L}{gc_p D} \ln \frac{W_f}{W_i}$$

La expresión final se conoce como la *ecuación de Breguet*. Los términos constantes que premultiplican el logaritmo se conocen como *constante de Breguet* que tiene como valores

Tipo	Constante de Breguet
Turbofán	$\frac{VL}{gc_j D}$
Turbohélice	$\frac{\eta_p L}{gc_p D}$

**Nota**

El consumo específico es una variable intensiva, es decir, no depende del número de motores del avión, ni se habla de consumo específico por motor.

**Coefficiente de sustentación óptimo para vuelo horizontal**

El desarrollo matemático es maximizar la eficiencia aerodinámica en función del coeficiente de sustentación.

$$E = \frac{c_L}{c_D} = \frac{C_L}{\frac{C_L^2}{\xi} + C_{D0}}$$

$$\frac{\partial E}{\partial C_L} = \frac{1}{\frac{C_L^2}{\xi} + C_{D0}} - \frac{2 C_L^2}{\xi \left( \frac{C_L^2}{\xi} + C_{D0} \right)^2} = 0$$

y resolviendo:

$$C_{L \text{ opt}} = \sqrt{\xi C_{D0}} = \sqrt{\pi \Lambda \varphi C_{D0}}$$

A partir de ahí se puede obtener la eficiencia aerodinámica óptima volviendo a sustituir en la ecuación y expandiendo el coeficiente de sustentación el Mach de vuelo óptimo. Todos estos datos están tabulados para la polar equilibrada en cada caso.

**Variación del  $c_j$  con el Mach de vuelo**

Normalmente trabajaremos con la siguiente hipótesis

$$\frac{c_j}{c_{j \text{ ref}}} = \left[ \frac{M}{M_{\text{ref}}} \right]^\beta$$

con  $\beta$  igual a 0.5 en turbofanés y 0.2 en turbohélices.

Esta variación influye en la constante de Breguet, deducirlo es sencillo.

**Empuje necesario para el crucero**

$$\frac{T_{to}}{W_{to}} \geq \frac{T_{to}}{T_c} \frac{W_c}{W_{to}} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \left[ \frac{C_{D0}}{W_{to}/S} \frac{W_{to}}{W_c} + \frac{4W_{to}/S}{\pi A \varphi \rho^2 V^4} \frac{W_c}{W_{to}} \right]$$

Esta fórmula no tiene más misterio que ir expandiendo la polar del avión, suponer el equilibrio del crucero y finalmente conseguir que aparezcan los datos de despegue

## 8. Actuaciones en pista y en subida

### Estimación de la distancia de despegue

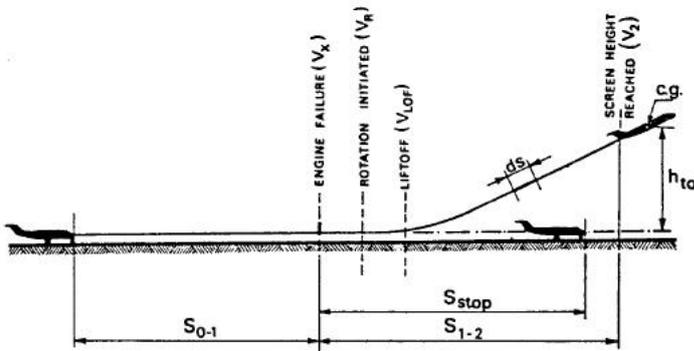


Fig. 5-16. Phases during the takeoff with engine failure

Definimos las siguientes velocidades para nuestro avión (Torenbeek):

- $V_1$ . Velocidad de decisión o velocidad crítica de fallo de motor. Este es el límite en el que el piloto tiene libertad de decisión entre despegar o frenar el avión. Más allá de esta velocidad nada le asegura que tendrá suficiente pista como para frenar el avión.
- $V_r$ . Velocidad de rotación.
- $V_2$ . Velocidad de seguridad en el despegue. Velocidad necesaria para pasar un obstáculo ficticio con seguridad a 35 pies de altura. Debe ser 1.2 veces mayor a la velocidad de entrada en pérdida en configuración de despegue  $V_s = \sqrt{\frac{W_{to}}{\frac{1}{2}\rho S_w C_{L_{to}}}}$
- $V_{ef}$ . Velocidad de *fallo de motor crítico*. Velocidad a la que se sufre un fallo en el motor *más importante en la maniobra de despegue*.

Se pueden producir dos tipos de maniobras según la velocidad a la que suceda el fallo de un motor. Si el motor falla antes de  $V_1$  el piloto debe decidir frenar el avión utilizando la pista que le sobra para frenar. En el caso que  $V_{ef}$  sea mayor a  $V_1$  no le queda más remedio que despegar, el avión debe estar diseñado para que se alcance  $V_2$  si dicho evento sucede. Una vez definidas estas velocidades ya es posible calcular las distancias de campo de vuelos necesarias.

- $s_1$ . Distancia de despegue normal. El avión recorre esta distancia hasta que se encuentra a una velocidad mayor o igual a  $V_2$  a una altura mayor o igual a 35 pies.
- $s_2$ . Distancia de despegue con fallo de motor.  $V_{ef} > V_1$  y el avión despegue. Es la distancia necesaria para llegar a las mismas condiciones de despegue pero con fallo de motor crítico.
- $s_3$ . Distancia de aceleración-parada.  $V_{ef} < V_1$ . En ese caso el piloto debe optar por frenar el avión. Esta es la distancia para detener el avión en este caso.
- $s_{to} \geq \max[1.15s_1, s_2, s_3]$ . Distancia de despegue

La velocidad  $V_1$  sigue siendo una variable en el diseño de las actuaciones. Para fijarla se utiliza el criterio de la *longitud de campo compensada*: la distancia de despegue obtenida cuando se toma  $V_1$  de tal manera que  $s_2 = s_3$ .

## Método para la estimación de la distancia de despegue

La maniobra de despegue se interpreta en un balance energético:

$$\eta \int_0^{s_{to}} T_{to} \cdot ds = \frac{1}{2} \frac{W_{to}}{g} V_2^2 \rightarrow \frac{T_{to}}{W_{to}} \geq \underbrace{\frac{1.44}{\eta \rho g}}_{k_{to}} \frac{W_{to}/S_w}{\sigma_{C_L \max \text{ to } s_{to}}}$$
$$\frac{T_{to}}{W_{to}} \geq k_{to} \frac{W_{to}/S_w}{\sigma_{C_L \max \text{ to } s_{to}}}$$

## Aterrizaje

El análisis del aterrizaje es muy parecido al realizado para el despegue. Supondremos que el avión se aproxima a 1.3 veces la velocidad de entrada en pérdida según la configuración de aterrizaje.

$$\eta \int_0^{s_l} W_l \cdot ds = \frac{1}{2} \frac{W_l}{g} V_3^2 \rightarrow \frac{W_{to}}{S_w} \leq \frac{W_{to}}{W_L} k_l \sigma_{C_L \max \text{ l } s_l}$$

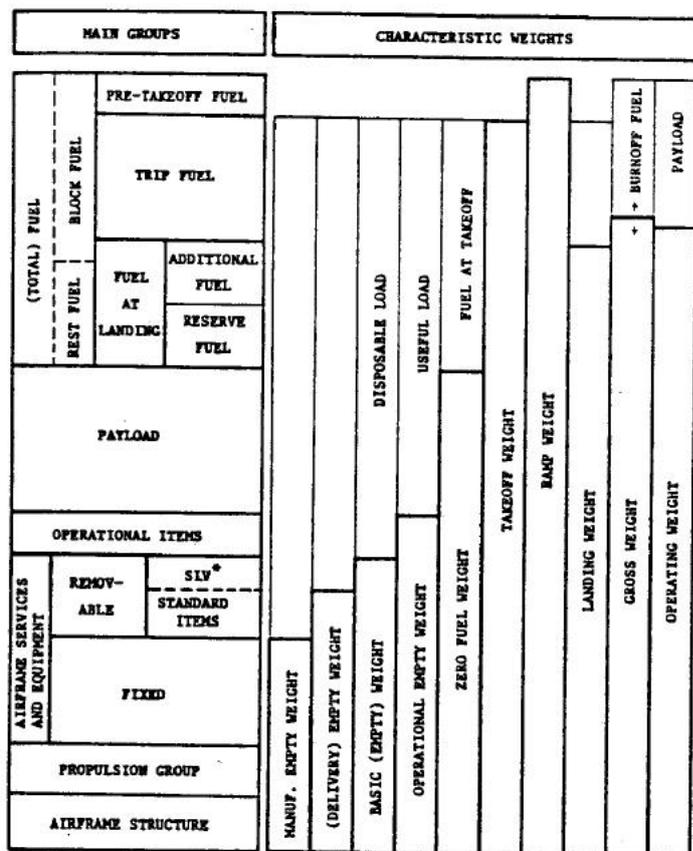
## Actuaciones en subida

El avión se encuentra en el 2º segmento de subida cuando ha superado los 35 pies y  $V_2$ . Se supone el tren de aterrizaje subido y los flaps en configuración de despegue. En este tramo, las normas exigen que debe cumplirse un gradiente mínimo de subida (ángulo mínimo de ascenso  $\gamma_2$ ) incluyendo fallo de motor crítico.

$$\frac{T_{to}}{W_{to}} \geq \frac{N_e}{N_e - 1} \frac{T_{to}}{T_2} \left[ \frac{1}{|L/D|_2} + \gamma_{min} \right] \frac{W_2}{W_{to}}$$

## 9. Pesos del avión

### Introducción



\* STANDARD ITEM VARIATIONS

Fig. 8-2. Weight groups and characteristic weight terminology (not to scale)

- Peso al despegue ( $TOW = OEW + PL + FW$ )
- Peso máximo al despegue (MTOW)
- Carga de pago (PL). No se distingue entre pasajeros, equipajes y mercancías
- Peso vacío operativo (OEW). Incluye también la tripulación y otros elementos operativos.
- Peso de combustible ( $FW = TF + RF$ )
- Peso vacío (EW). Es el peso vacío operativo para vuelos no comerciales.

El TOW queda limitado por un MTOW por varias razones: por la longitud máxima de pista, la estructura del avión...

Las limitaciones a la carga de pago vienen dadas por la limitación del tamaño del propio avión o por la sollicitación estructural del ala una vez el combustible se ha agotado.

- Peso máximo sin combustible ( $MZFW = OEW + MPL$ )

## Estimación inicial de los pesos del avión

No se tiene en cuenta nunca el combustible perdido durante la etapa de rodadura, siempre se empieza a contabilizar en la cabecera de la pista.

La ecuación fundamental es:

$$TOW = OEW + PL + FW$$

Siendo esta la ecuación real, debemos tener en cuenta que el avión se certificará para un  $MTOW$  determinado.  $OEW$  es fijo con lo que hará que se llegue al peso máximo es la suma entre la carga de pago y el combustible.

## Carga de pago

Estimamos la carga de pago mediante la siguiente fórmula

$$PL = W_{pax} \cdot pax + \left( f_b V_b - \frac{W_{eq} \cdot pax}{\rho_{eq}} \right) \rho_{merc}$$

- $W_{pax}$ . Peso del pasajero más su equipaje. Depende del alcance del vuelo.

Tipo de vuelo	Peso equipaje + pasajero
Estándar	95 kg
Vuelos cortos	90 kg
Vuelos largos	100 kg

- $f_b$ . Factor de utilización de la bodega

## Peso vacío operativo

La ecuación que lo estima, según Roskame es:

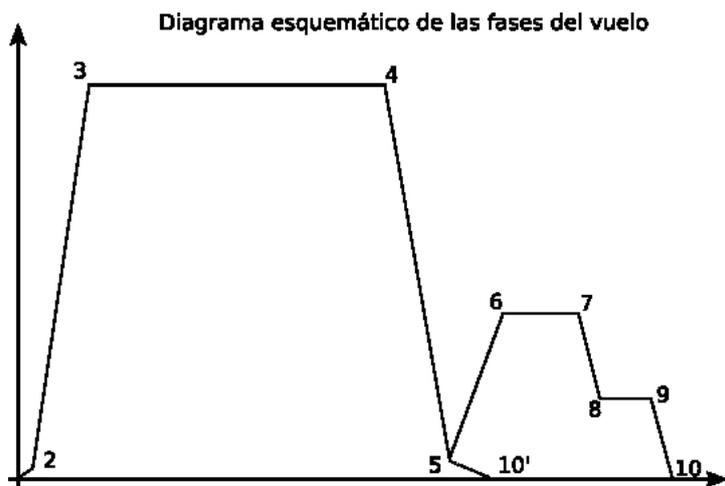
$$OEW = \lambda MTOW + W_{engines} + \Delta W_e$$

Donde  $\Delta W_e$  es función de las dimensiones del avión y nos ayuda a correlar el  $OEW$  con el  $MTOW$  mediante una correlación lineal con dos parámetros.

Hay otros criterios, Roskam utiliza una correlación logarítmica mientras que se puede escoger utilizar una correlación lineal con sólo un parámetro

## Peso de combustible

El procedimiento habitual es descomponer el vuelo en sus distintas fases según la ilustración.



Sólo para la fase de crucero y la de desplazamiento hacia un aeropuerto alternativo se utiliza la ecuación de Breguet. En las otras fases se estima el cociente de pesos antes y después de la fase.

$$FW = W_1 - W_{11}$$

$$\frac{FW}{W_1} = 1 - \frac{W_{11}}{W_1} = 1 - \frac{W_{11}}{W_{10}} \frac{W_{10}}{W_9} \frac{W_9}{W_8} \dots$$

### Estimación del peso de combustible para reservas

Las normas exigen disponer de combustible suficiente como para ir a un aeropuerto alternativo al de destino (situado entre 100 y 250 NM de distancia).

El modo usual de estimarlo es suponer que está correlado con el peso de aterrizaje sin ninguna constante independiente:

$$RF = \gamma LW$$

#### Nota

Los aeropuertos alternativos se encuentran en el plan de vuelo.

## 10. Dimensionado inicial

### Punto de diseño

Se trata de un punto que tenemos que elegir en el siguiente gráfico. Con este punto de diseño se cierran variables tan importantes como el empuje necesario, el MTOW o la superficie alar.

Las ecuaciones que caracterizan los puntos de diseño posibles son las correspondientes a las actuaciones del avión:

#### Requisitos de operación (crucero)

$$\frac{T_{to}}{W_{to}} \geq \frac{T_c}{T_c} \frac{W_c}{W_{to}} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \left[ \frac{C_{D0}}{W_{to}/S} \frac{W_{to}}{W_c} + \frac{4W_{to}/S}{\pi A \rho^2 V^4} \frac{W_c}{W_{to}} \right]$$

Esta curva es una hipérbola y el dominio donde podemos encontrar el punto de diseño son los valores a su derecha.

### Viraje sostenido con factor de carga

$$\frac{T_{to}}{W_{to}} \geq \frac{T_{to}}{T_c} \frac{W_c}{W_{to}} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \left[ \frac{C_{D0}}{W_{to}/S} \frac{W_{to}}{W_c} + n^2 \frac{4W_{to}/S}{\pi A \varphi \rho^2 V^4} \frac{W_c}{W_{to}} \right]$$

Es una variante del crucero donde el término correspondiente a la sustentación queda premultiplicado por el factor de carga al cuadrado. A diferencia del anterior, como domina el término de resistencia inducida es una recta horizontal y los valores posibles se encuentran por encima

### Despegue

$$\frac{T_{to}}{W_{to}} \geq k_{to} \frac{W_{to}/S}{\sigma C_{Lmax} S_{TOFL}}$$

Es una recta creciente. El punto de diseño puede estar debajo de la recta.

### Aterrizaje

$$\frac{W_{to}}{S} \leq C \frac{W_{to}}{W_L} \sigma C_{Lmax} S_{LFL}$$

Es una recta vertical. Los valores posibles pueden estar a su derecha

### Subida en segundo segmento

$$\frac{T_{to}}{W_{to}} \geq \frac{N_e}{N_e - 1} \frac{T_{to}}{T_2} \left[ \frac{1}{L/D|_2} + \gamma_{min} \right] \frac{W_2}{W_{to}}$$

Es una recta horizontal. Los valores posibles del punto de diseño están por encima de la recta

Uniando las restricciones de las tres ecuaciones anteriores llegamos a la figura siguiente

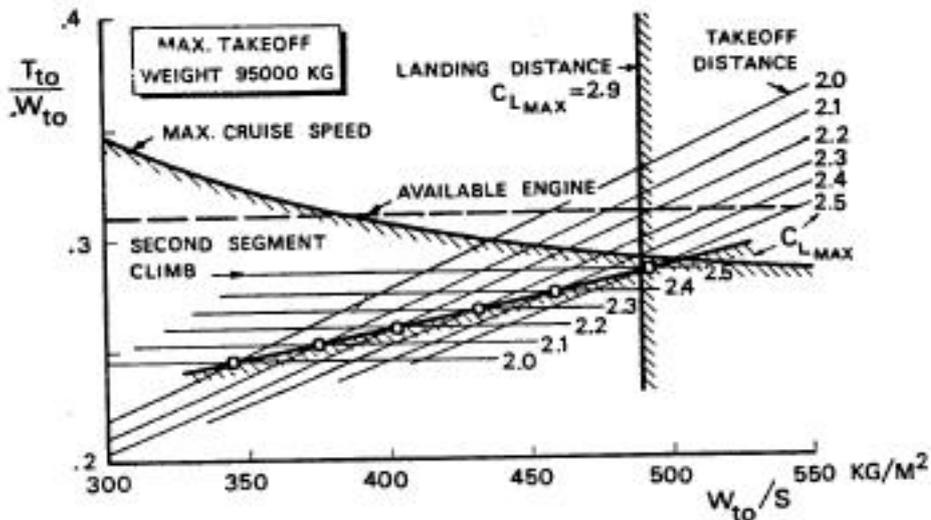


Fig. 5-20. Wing loading vs. thrust loading diagram of the three-engine airliner in Fig. 11-1

Dentro de la región de posibles valores podemos escoger según uno de los dos criterio siguientes:

**Mínimo MTOW** Son curvas, aproximadamente parábolas, no muy complicadas de obtener

**Mínimo DOC** Estas curvas son más difíciles de obtener analíticamente además de ser un método menos fiable.

## Criterios para seleccionar el punto de diseño

En vuelo de crucero da igual llevar un motor de mayor o menor empuje, sólo debe tenerse en cuenta el coste y está casi siempre correlado con el empuje máximo.

En cuanto a la carga alar, se sabe que el peso del avión disminuye si también lo hace el tamaño del ala y así el DOC. Si el ala es más pequeña el coste es menor, por lo tanto interesa trabajar con cargas alares lo más altas posibles.

Aún con estos dos criterios claros todavía hay posibilidades de elección del punto de diseño. Acudimos entonces a los datos que nos proporciona el fabricante de motores. Una vez tenemos en cuenta lo anterior estudiaremos la complejidad de los dispositivos hipersustentadores, a mayor complejidad mayor coste tanto de fabricación como de mantenimiento.

Tras la selección del punto de diseño obtendremos los valores mínimos o máximos correspondientes a

- Empuje en el despegue
- Superficie alar
- Sustentación en despegue y aterrizaje
- Eficiencia aerodinámica en el crucero y en el segundo segmento
- $C_{D0}$
- Alargamiento
- $\varphi$

## Dimensionado del ala

Como no tenemos ningún dato recurrimos al alargamiento de los aviones semejantes convenientemente adimensionalizados. Debemos tener en cuenta los valores típicos de alargamiento y estrechamiento así como mantener la flecha en la mínima posible para la velocidad máxima de vuelo deseada

## Superficies de cola

Se acude a los coeficientes de volúmenes del estabilizador horizontal y vertical respectivamente.

$$c_1 = \frac{S_h}{S} \frac{l_h}{CMA}$$

$$c_2 = \frac{S_v}{S} \frac{l_v}{b}$$

Con todo lo anterior ya podemos dibujar de forma bastante aproximada las dimensiones iniciales del avión.

## Disposición del tren de aterrizaje

La determinación del número de patas se hace en función de los aviones semejantes. La disposición del tren principal es justo en el encastre del ala con el fuselaje. En el caso de necesitar varias patas hay que buscarle sitio en la unión ala-fuselaje o en la bodega posterior. La posición del tren auxiliar se determina también según los aviones semejantes.

## 11. Diagrama de pesos-alcances

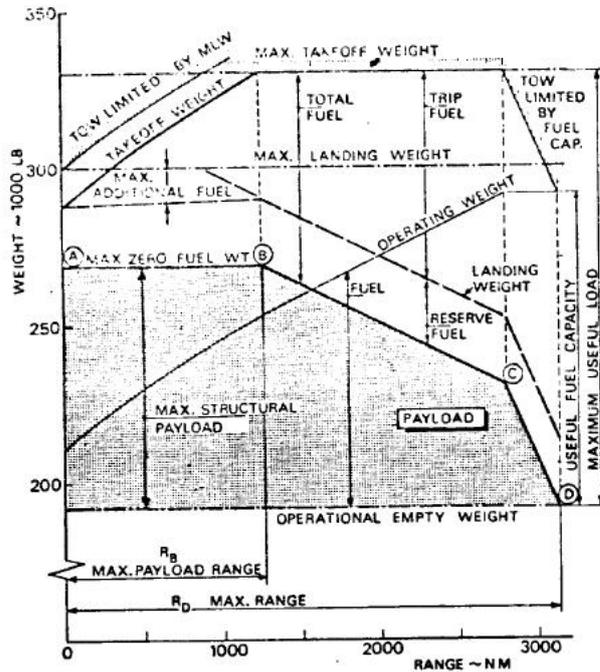


Fig. 8-3. Derivation of the payload-range diagram

### Obtención del diagrama PL-R

El gráfico pesos-alcance anterior es lo suficientemente explicativo. Lo más importante es entender por qué la línea del peso del avión en función del alcance está acotada.

Lo único que necesita una explicación es el hecho de que las líneas inclinadas dependen de la ecuación de Breguet.

$$R = \int_{W_i}^{W_f} \frac{V}{g c_j} \frac{L}{D} \frac{dW}{W} \rightarrow R = k \ln \frac{W_i}{W_f}$$

Expresándolo según los pesos

$$R = k \ln \frac{TOW - W_{cfi}}{OEW + PL + RF + W_{cff}} \rightarrow R = k \ln \frac{TOW(1 - \beta)}{(OEW + PL)(1 + \delta)}$$

y finalmente

$$R = k \ln \frac{TOW(1 - \epsilon)}{OEW + PL}$$

### Utilidad del diagrama PL-R

Al transportista o compañía sólo le interesa la zona oscurecida del diagrama pesos-alcances, llamada diagrama PL-R. El proyectista necesita conocer todos los detalles del diagrama anterior.

Es el diagrama más importante en lo que respecta a las actuaciones posibles del avión puesto que nos da las posibilidades de operación del avión prácticas, la carga en función de la distancia a la que se puede transportar. Además, los ingresos de la compañía aérea son hipérbolas en el plano PL-R, con lo que es muy fácil obtener la ruta óptima para un avión dado.

## 12. Diseño de alas en régimen subsónico

### Introducción

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

- Actuaciones del avión
- Cualidades de vuelo
- Diseño estructural del avión
- Configuración general

### Actuaciones del avión

El diseño del ala aporta términos importantes en las ecuaciones para elegir el punto de diseño. Encontramos  $\frac{W_{to}}{S_w}$  y  $C_{D0}$  repetidamente en las actuaciones del avión.

Todo el diseño del avión está influido por el ala debido a que es el elemento aerodinámico más importante. No sólo influye en las actuaciones, también en la polar, la geometría general del avión y la resistencia aerodinámica.

### Comportamiento ante ráfagas

Durante el vuelo el avión puede sufrir ráfagas de viento vertical debidas a la turbulencia atmosférica. Estas componente vertical influye en la actitud del avión variando el factor de carga instantáneo.

Para analizar este fenómeno se utiliza el *modelo de ráfaga instantánea*, que permite evaluar el  $\delta n$ .

Suponemos que todo el avión *ve* el torbellino de tal manera que su influencia es una componente vertical de la velocidad. Además, esta componente, aunque apreciable puede ser considerada pequeña respecto a la velocidad del avión. La suma vectorial de ambas puede modelarse como un ligero cambio en el ángulo de ataque del avión:

$$\begin{aligned}\Delta\alpha &= \frac{U}{V} \\ \Delta C_L &= C_{L\alpha}\Delta\alpha = a\frac{U}{V} \\ \Delta L &= \frac{1}{2}\rho V^2 S_w \Delta C_L \\ \Delta n &= \frac{\Delta L}{W} = \frac{\rho U V a}{2\frac{W}{S_w}}\end{aligned}$$

Esto significa que el diferencial de factor de carga es inversamente proporcional a la carga alar. Cuanto menor sea la carga alar mayor será la influencia de una ráfaga instantánea.

El *Modelo de ráfaga instantánea equivalente* da por buena la hipótesis anterior y relaciona el efecto de las ráfagas con una ráfaga instantánea mediante un factor de atenuación

$$\Delta n = k_g \Delta n_{inst}$$

Debido a que la carga alar en los turbofan es muy elevada se puede considerar el factor anterior como constante.

## Entrada en pérdida de perfiles y alas

Las características del avión durante la pérdida deben probarse durante el proceso de *certificación*. Se requiere demostrar un comportamiento aceptable ante la pérdida:

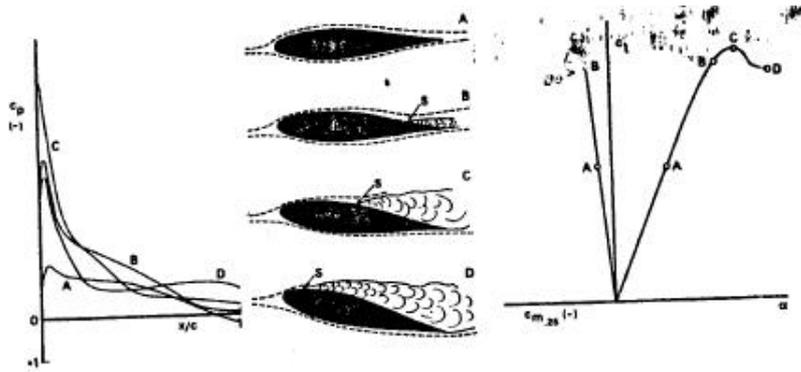
1. El propósito es evitar la entrada accidental en pérdida y si el piloto decide entrar hacer que sea lo más fácil posible salir de ella. Esto comporta lo siguiente:
  - Que el avión tenga una tendencia evidente a picar.
  - Que durante la recuperación los ángulos de balanceo y guiñada nunca sean mayores a  $20^\circ$
2. Que la entrada en pérdida venga acompañada de avisos claros antes de producirse. Estos avisos pueden ser naturales (aumento de fuerza en las palas) o artificiales (silbidos, alarmas, vibración en las palas)

La pérdida es un fenómeno difícil de predecir, deben realizarse ensayos específicos. Hay que tener en cuenta:

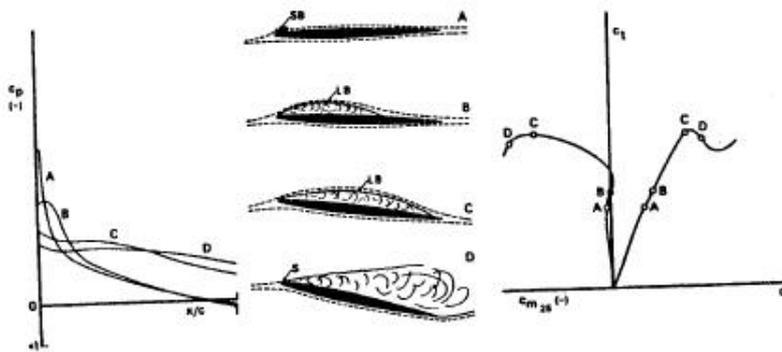
1. La velocidad de entrada en pérdida es función de la carga alar
2. La entrada en pérdida del ala depende de la flecha, del perfil y de la torsión. Es importante controlar la zona de la envergadura que entra en pérdida en primera instancia y que no se encuentre en la raíz.
3. Conocer el comportamiento de entrada en pérdida que tenga el perfil utilizado
4. Que la cola horizontal no esté dentro de la estela turbulenta del ala durante la pérdida.

### Propiedades de los perfiles frente a la pérdida

La parte final de la curva de sustentación de los perfiles es característica de cada uno y viene muy influida por su espesor. Torenbeek hace una clasificación muy completa de ellos. Los perfiles no deben tener una entrada en pérdida muy brusca, sin avisos; este comportamiento es especialmente malo (explosivo) en perfiles de espesor intermedio. Estos son precisamente los perfiles que se utilizan en el subsónico alto así que debe optimizarse su diseño.



**TYPE III THIN AIRFOIL STALL**

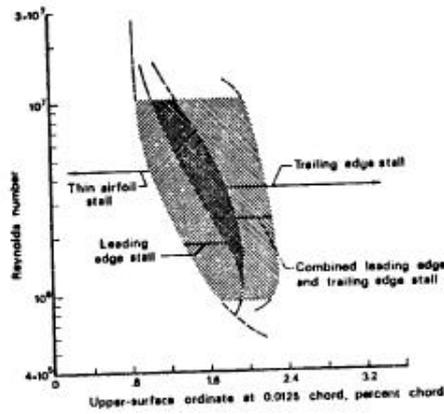
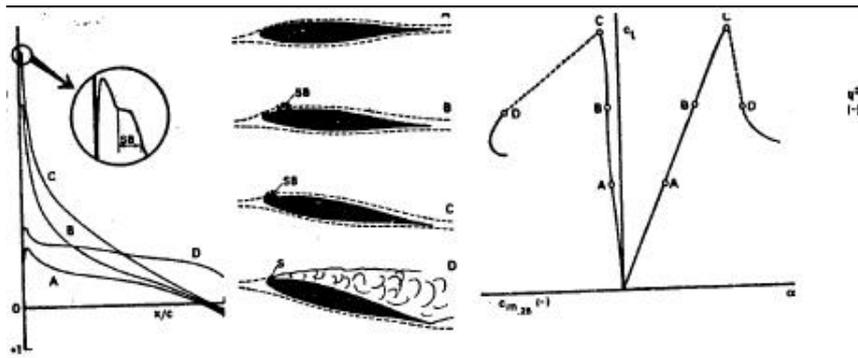


a. Upper surface pressure distributions, growth of the boundary layer and separation regions and lift and pitching moment curves.

NOTES: 1. Drawings are not exactly to scale

2. S = separation, SB = short bubble, LB = long bubble

Fig. 7-5. Representative types of low-speed airfoil stall



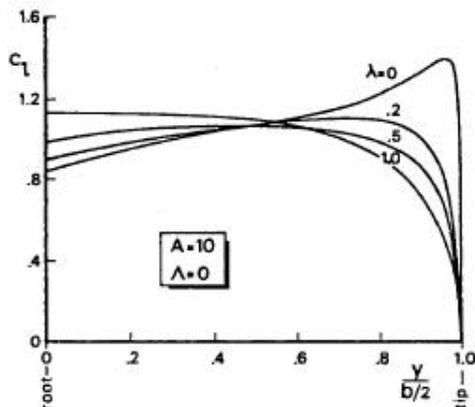
b. Stalling characteristics correlated with Reynolds number and airfoil geometry (Ref. 7-81)

### Entrada en pérdida del ala

Se considera que un ala ha entrado en pérdida cuando *la zona en pérdida alcanza una longitud del orden de la CMA*. Lo más importante de la pérdida del ala es controlar el punto de la envergadura donde empieza. Es muy importante que no suceda donde se encuentran los alerones ni en la raíz del ala porque entonces desaparecería cualquier control sobre el mecanismo de pérdida. Nos interesa que el proceso se inicie entre el 50% y el 60% de la semienvergadura desde el encastramiento.

Para controlar este proceso tenemos dos parámetros, el estrechamiento,  $\lambda$  y la torsión.

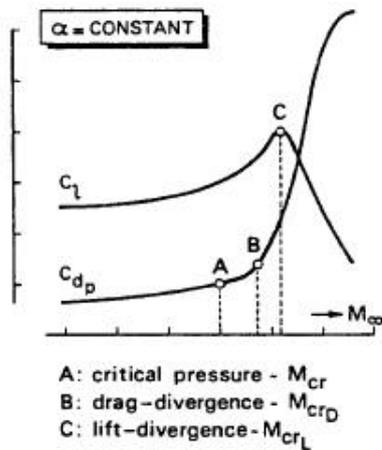
Según la siguiente figura podemos controlar la curva de sustentación del ala mediante el estrechamiento.



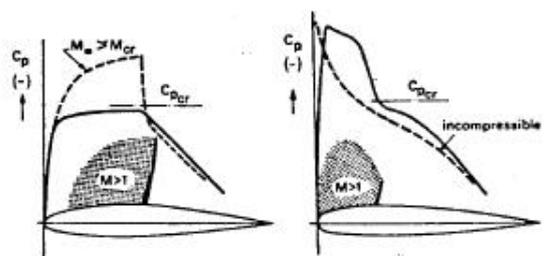
## Comportamiento en subsónico alto

### Comportamiento de perfiles

La secuencia de sucesos a medida que el número de Mach aumenta es:

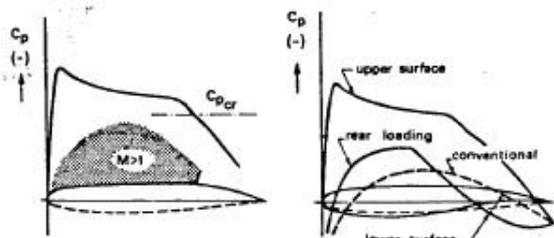


Vemos que antes de llegar al máximo del coeficiente de sustentación la resistencia aerodinámica empieza a subir significativamente descendiendo la eficiencia aerodinámica. Según su comportamiento en subsónico alto distinguimos entre estos cuatro tipos de perfiles.



a. Conventional section with roof-top pressure distribution

b. Peaky upper surface pressure distribution



c. Supercritical upper surface pressure distribution

d. Rear loading airfoil compared with conventional airfoil (lower surface)

**Perfil convencional** Poco después de llegar al Mach crítico se genera una zona de  $M=1.2-1.4$  en el extradós del ala y se entra en divergencia. En desuso porque al aumentar el Mach varía la posición del centro aerodinámico.

**Perfiles de distribución de presión picuda** Se genera una región supersónica con velocidades más bajas. El Mach de divergencia llega más tarde que en los perfiles convencionales.

**Perfiles de extradós supercrítico** El Mach de divergencia se produce a velocidades más bajas. El centro de presiones no se mueve pero está más retrasado. Suele combinarse con los perfiles de carga retrasada.

**Perfiles de carga retrasada** La resistencia de equilibrado es bastante grande con lo que suele combinarse con los anteriores. La fuerte curvatura del intradós dificulta la posición de los flaps.

### Efecto de la flecha en el ala

La flecha retrasa los problemas de compresibilidad ya que para el ala  $ve$  la componente perpendicular al borde de ataque. De este modo las magnitudes cambian según la flecha de la línea 1/4

- $\frac{t}{c}$  y  $\alpha$  efectivo aumentan como  $\frac{1}{\cos \Lambda}$
- $C_L = C_l(\cos \Lambda)^2$ , siendo el término de la derecha el coeficiente de sustentación del perfil normal.
- $M_{cr} = \frac{M_{cr}}{\cos \Lambda}$
- Si se tienen en cuenta las perturbaciones y los efectos de la envergadura finita los términos ponderados por  $(\cos \Lambda)^2$  deben ponderarse con  $(\cos \Lambda)^{\frac{1}{2}}$

Los efectos negativos de la flecha sobre el comportamiento del ala son:

- Aparecen efectos tridimensionales
- Las isobaras tienden a reducir el efecto de la flecha
- La derivada del coeficiente de sustentación respecto al ángulo de ataque se reduce, son necesarios mayores ángulos de ataque.
- La entrada en pérdida del ala se desplaza hacia la punta.
- Aumenta el peso del ala

A estos problemas, estas soluciones:

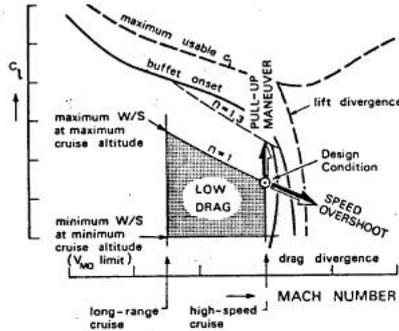
- Aumentar la curvatura de los perfiles en la punta del ala
- Modificar el borde de ataque
- Dispositivos para retrasar la pérdida en el borde de ataque
- Barreras para dificultar el barrido.
- Discontinuidades en el borde de ataque.
- Generadores de torbellino frente a los alerones.

## Bataneo

Se define como Bataneo la presencia de ondas de choque intensas que pueden dar lugar a la separación del flujo y grandes fluctuaciones de presión sobre el ala. La consecuencia de estas fluctuaciones son vibraciones.

El bataneo es un efecto debido a la compresibilidad y suele aparecer cuando el factor de carga pasa de 1.3g

Debemos tenerlo en cuenta cuando presentamos la envolvente de vuelo



Viendo el gráfico definimos

**Overshoot in speed** Maniobra de aceleración a carga constante

**Pull-up maneuver** Maniobra de giro a Mach constante

## 13. Selección de parámetros geométricos del ala

### Forma en planta del ala

- Elíptica. Gran complejidad de fabricación. Aunque es la forma con el coeficiente de resistencia mínimo no se utiliza.
- Rectangular. Ala simple ya que todas las cuerdas son iguales. Válido para aviación deportiva.
- Con estrechamiento. Ley de cuerdas lineal entre encastre y punta. Las ventajas son:
  - Alivio del momento flector en el encastre
  - Se reduce la intensidad del torbellino marginal mejorando la resistencia inducida
  - Actuando sobre el parámetro de estrechamiento se controla el inicio de la pérdida.
- Flecha. Mejora el comportamiento próximo al Mach crítico. Suelen combinarse el estrechamiento y la flecha.

### Alargamiento

$$A = \frac{b^2}{S_w} = \frac{b}{CMG}$$

Interviene en la polar del avión. Tiende a ser alto para así reducir la constante de la polar, pero ha de hacerse manteniendo la superficie alar. Las desventajas de aumentar el alargamiento son:

- Aumento del momento flector en el encastre
- Se reduce el control del balance

- Aumenta el peso del ala
- Aparición o incremento de problemas aeroelásticos (inversión de mando en la punta del ala).

Los valores típicos son:

- 5.5-7: Avioneta monomotora
- 6-9: Avioneta bimotora
- 9-12: Aviación regional y aviones turbohélice
- 5-10: Turbofanés.

## Espesor Relativo

La tendencia actual es utilizar la menor flecha posible y desarrollar perfiles supercríticos conservando el espesor. Este planteamiento tiene las siguientes ventajas

- Mayor capacidad de los depósitos de combustible
- Aumenta el momento de inercia de la sección, lo que la hace más resistente.

Torenbeek propone una fórmula para calcular el espesor relativo en función del Mach de vuelo.

$$\frac{t}{c} = .30 \left( \left( 1 - \left( \frac{5 + M^2}{5 + M^{*2}} \right) \right) \frac{\sqrt{1 - M^2}}{M^2} \right)^{\frac{2}{3}}$$

donde  $M^*$  es un factor que depende de la tecnología de los perfiles.

## Parámetro de estrechamiento $\lambda$

Se aspira a obtener una distribución elíptica de circulación para forzar un  $C_{D0}$  mínimo. También ayuda a controlar la posición del inicio de entrada en pérdida del ala, a medida que aumenta se desplaza hacia el encastre. Los valores típicos son de 0.4-0.6 para las alas sin flecha y de 0.2-0.4 para las alas con flecha.

## Parámetro de torsión $\theta$

Se persigue que la entrada en pérdida se inicie en la zona media de la envergadura. Las distribuciones de torsión están relacionadas con la flecha y con el estrechamiento del ala pues ambas varían la distribución de vorticidad alrededor de cada perfil.

Es quizás más importante en la punta donde el estrechamiento puede provocar una entrada en pérdida prematura debido a los efectos tridimensionales.

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

## Consideraciones generales

Una ala convencional tiene un  $C_{L_{max}}$  de 1.5. Este coeficiente no es suficiente para las velocidades de despegue y aterrizaje deseables (y por consiguiente las distancias de campo de vuelos necesarias. En estos puntos, sobretodo en el aterrizaje, la eficiencia aerodinámica no es tan importante así que estamos dispuestos a obtener un mayor  $C_{L_{max}}$  a costa de aumentar el  $C_D$ .

Los dispositivos hipersustentadores intentan inyectar energía en la capa límite para mantener el flujo adherido a la superficie del ala aunque con su curvatura esto sería imposible. Tenemos dos tipos de dispositivos hipersustentadores:

**Activos** Se extrae energía de los motores para inyectarla a la capa límite del extradós. Suelen ser problemáticos porque crean problemas de balance, críticos en el caso que falle un motor. Los efectos beneficiosos conseguidos por los turbohélices no se pueden considerar un dispositivo hipersustentador.

**Pasivos** Se basan en tres efectos:

- Aumento de la curvatura
- Aumento de la cuerda
- Aumento de la energía de la capa límite.

## Dispositivos hipersustentadores

### Flap de intradós o split flap

El más simple de construir. Está en desuso por la gran resistencia aerodinámica que presenta.

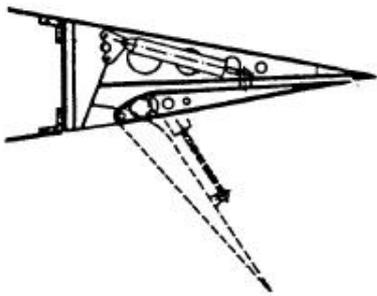


Fig. 25a. Split flap

### Flap simple

El único efecto es aumentar la curvatura.



Fig. 7-25b. Plain flap

### Flap Fowler

Aumento de la cuerda del perfil pero en menor medida que la cuerda del flap (ya que todo el flap está escondido). Desde el borde de ataque del spoiler hasta el punto final del extradós. El efecto es un aumento de la cuerda.

Si deflectamos este flap conseguimos además un aumento de la curvatura del perfil. Incluso podemos permitir una ranura en el flap para controlar la capa límite.

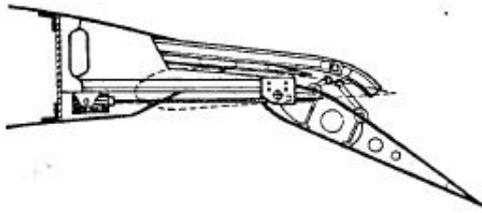


Fig. 7-25j. Single slotted Fowler flap

### Flaps ranurados

Su contribución a la sustentación se debe a la comunicación entre el intradós y el extradós. Puede y suele incluirse el efecto Fowler.

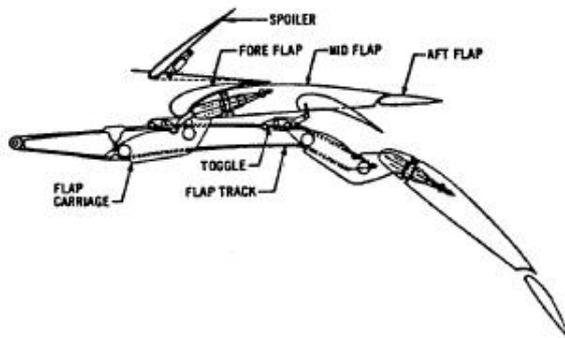


Fig. 7-25h. Triple slotted flap (Boeing 727)

### Elección del dispositivo hipersustentador

Debe siempre escogerse el dispositivo *más simple posible* que cumpla las especificaciones. Debemos tener también en cuenta que el cambio de posición del centro aerodinámico puede hacer que el avión tenga tendencia a picar. La corrección necesaria con la cola puede hacer que el avión sustente menos. Para evitarlo (además de para otras cosas) se utilizan dispositivos de borde de ataque.

También es probable que si la deflexión de los disp. hip. es muy elevada el perfil entre en pérdida en el borde de ataque, es decir, que la curvatura del fluido en este punto sea tan elevada que se desprenda un torbellino en el borde de ataque. La solución a ello es controlar la capa límite en aquél punto con un dispos. hip. de borde de ataque.

### Dispositivos hipersustentadores de borde de ataque

**Slot** Control de la capa límite en el borde de ataque. Slot significa ranura

**Slat** Es un slot móvil

**Flap Krueger** Muy sencillo de construir.

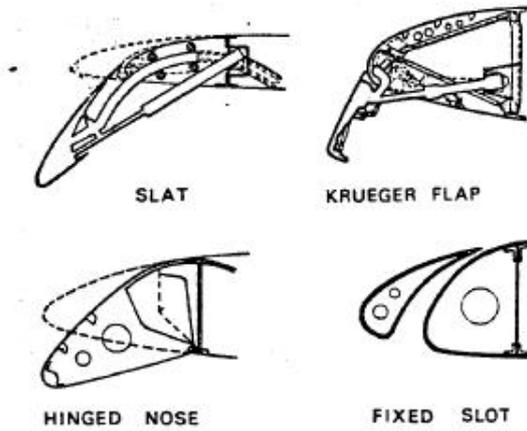


Fig. 7-26. Leading-edge high-lift devices.

## Comportamiento aerodinámico

La teoría analítica utilizada normalmente es la siguiente:

$$\Delta C_{L0} = C_{L\alpha} + \tau_f \eta_f \delta c_f$$

donde:

- $\tau_f$  es la efectividad del flap lineal
- $\eta_f$  es la efectividad no lineal del flap
- $\delta c_f$  es la deflexión del flap

En la práctica la deflexión del flap, si éste no tiene ninguna ranura, provoca un aumento de la curvatura y un aumento del término constante de la curva de sustentación. Este aumento llega a un máximo para el perfil

Un aumento de la cuerda del perfil produce el *efecto Fowler*, un aumento en la pendiente de la curva de sustentación proporcional a  $\frac{c}{c}$ . Este cambio de pendiente va desapareciendo en grandes deflexiones debido a efectos no lineales.

Finalmente los dispositivos de borde de ataque permiten que, cuando la deflexión es muy grande, el perfil no entre en pérdida en el borde de ataque. Esto se refleja en un *alargamiento* en la curva de sustentación.

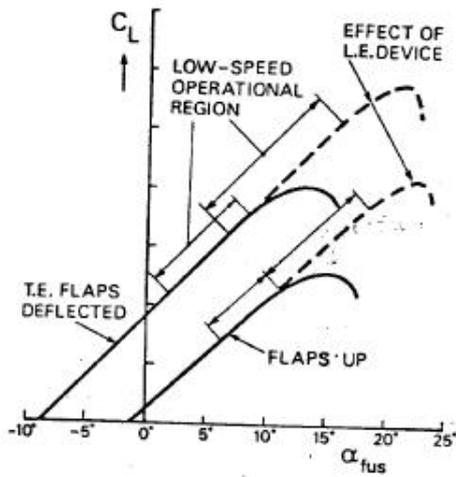
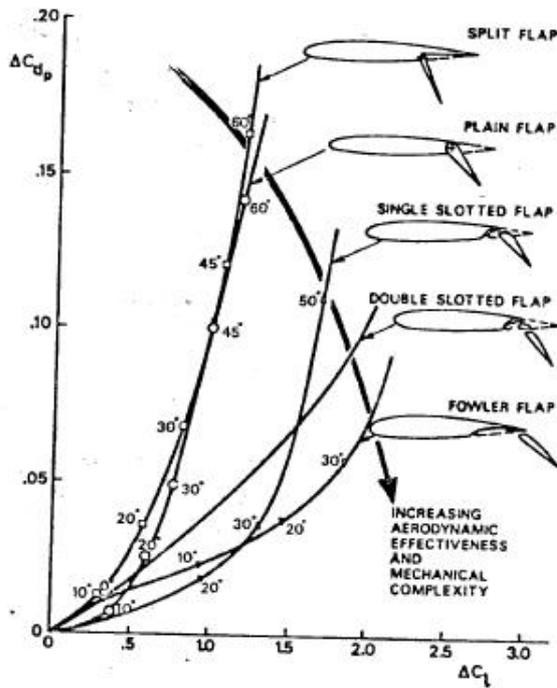


Fig. 7-23. Lift curves with and without high-lift devices.

HIGH-LIFT DEVICE		TYPICAL FLAP ANGLE		$C_{L_{max}} / \cos^3 \delta_{.25}$	
TRAILING EDGE	LEADING EDGE	TAKEOFF	LANDING	TAKEOFF	LANDING
PLAIN	-	$20^\circ$	$60^\circ$	1.40-1.60	1.70-2.00
SINGLE SLOTTED	-	$20^\circ$	$40^\circ$	1.50-1.70	1.80-2.20
FOWLER*	-	$15^\circ$	$40^\circ$	2.00-2.20	2.50-2.90
DOUBLE SLOTTED**	-	$20^\circ$	$50^\circ$	1.70-1.95	2.30-2.70
TRIPLE SLOTTED**	SLAT	$20^\circ$	$50^\circ$	2.30-2.60	2.80-3.20
	SLAT		$40^\circ$	2.40-2.70	3.20-3.50

\* SINGLE SLOTTED

\*\* WITH VARYING AMOUNTS OF CHORD EXTENSION (FOWLER MOTION)



## Alerones

Su efecto sobre el ala es idéntico al de un flap simple.

La opción de diseño es colocar primero los flaps para cumplir el requisito de sustentación. Si al colocar los alerones no ocupan la envergadura suficiente se utilizan también spoilers.

Uno de los problemas asociados a los spoilers es que si se sitúan en el punto óptimo para obtener el mayor momento de balance (en la punta del ala) es probable que en subsónico alto se produzca inversión de mando. En este caso será necesario dotar al avión de alerones más cercanos al encastre llamados alerones de baja velocidad.

También debemos tener la precaución de no colocar alerones cerca del chorro de gases del motor. En ese punto se puede situar un flap.

## Spoilers

Los spoilers tienen dos funciones. Deflectados unos pocos ángulos pueden actuar de alerones. En el aterrizaje pueden romper la sustentación para frenar el avión y acortar la distancia de aterrizaje. En ese momento pueden llegar a deflectarse  $90^\circ$ .

## 15. Distribución de pesos y centrado

### Introducción

El avión debe diseñarse de modo que proporcione la máxima flexibilidad de carga posible manteniendo de un modo lo más invariante posible sus actuaciones. Esto debe conseguirse con tamaños aceptables de superficies estabilizadoras y límites de posición del centro de gravedad.

Para ello deben tenerse en cuenta las siguientes consideraciones

- Posición del ala y el grupo motopropulsor respecto al fuselaje.
- Posición de la carga y del combustible.

- Diseño del estabilizador horizontal.
- Posición del tren de aterrizaje principal.

La combinación de estos factores está seriamente limitada por la posición del centro de gravedad. Los efectos sobre el diseño del avión son los siguientes

- Una gran variación de la posición del CDG provoca grandes variaciones del margen de maniobra y estabilidad, esto hace que el diseño de las superficies estabilizadoras sea más complicado.
- Aumenta la resistencia debido al trim del avión
- Reducción del coeficiente máximo de sustentación del avión

La situación del CDM se suele adimensionalizar con la CMA de tal modo que el dato se expresa en porcentaje de la Cuerda Media Aerodinámica. Los límites posibles de la posición del CDM dependen de la versatilidad que necesitemos en la carga. Un avión de transporte de mercancías puede necesitar hasta un 30% de la CMA, un avión pequeño para un par de ocupantes no más de un 10%

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

El centro de gravedad debe establecerse tanto longitudinal como verticalmente. Una vez obtenida la distribución de pesos puede generarse un diagrama con todos los elementos, su contribución al peso total del avión y su posición. Una vez tabulados se utiliza la fórmula del centro de masas

$$x_{cg} = \frac{\sum_i x_i W_i}{\sum_i W_i}$$

Luego deben establecerse los límites anteriores y posteriores de posición del centro de gravedad.

Es necesario conocer la posición del centro de gravedad en cualquier condición de carga. Una vez se ha establecido la distribución definitiva de elementos del avión es posible obtener el diagrama *peso-posición del cdg*.

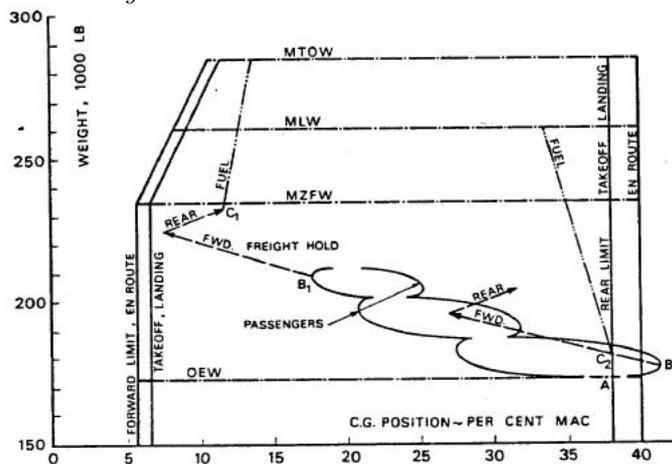


Fig. 8-7. Load and balance diagram for a short-haul wide-body airliner

En el gráfico se muestra la posición posible del centro de gravedad según los estados de carga junto con sus límites aerodinámicos.

## Pasajeros

En transporte de pasajeros no se toma nunca el orden de asiento de modo arbitrario. Para el proceso de *carga* de pasajeros se utiliza la *regla* de la ventanilla en virtud de la cual primero se llenarán las filas de las ventanillas, luego las de los pasillos y finalmente las interiores. Este proceso es importante si queremos ser capaces de predecir la posición del centro de gravedad según la ocupación del avión.

## Mercancías

Debe tenerse en cuenta que el avión dispone de dos bodegas, una anterior y otra posterior. Cuál ocupar primero depende precisamente de las necesidades de centrado.

## Combustible

La carga de combustible siempre es beneficiosa para el centrado. Debido a la carga del combustible nunca pasaremos los límites en el diagrama peso-CDG. Hay que tener en cuenta que los depósitos se llenan desde la punta hasta el encastre y que la pendiente de las rectas de llenado de combustible dependen de la flecha del ala.

## Efecto de la disposición general

La influencia con la disposición general del avión es evidente. Sólo hay que describir lo que se ve en la figura.

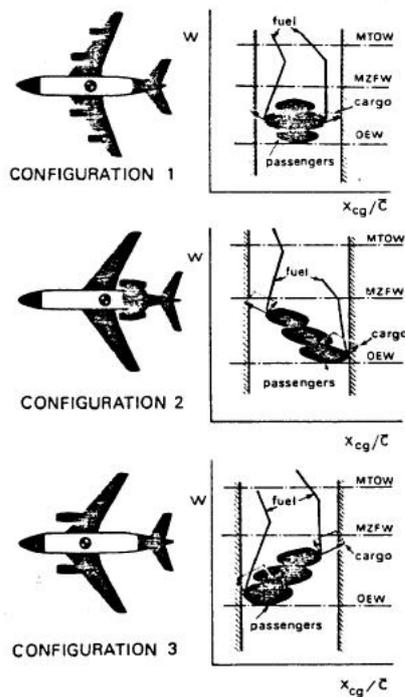


Fig. 8-10. Effect of the general arrangement on load and balance

## Centrado del avión

El proceso de centrado del avión se realiza dividiendo la aeronave en partes... ¿Se ha dado?

## 16. Superficie horizontal de cola

### Funciones

1. Equilibrio longitudinal en vuelo horizontal
2. Garantizar la estabilidad estática longitudinal

3. Obtener un comportamiento dinámico en los modos longitudinales adecuado
4. Capacidad de maniobrar en un plano vertical.

Se supone que la configuración es de avión convencional: superficie estabilizadora en la cola tanto vertical como horizontal. Hay que tener en cuenta que la fuerza del piloto es limitada. A la hora del dimensionado se tiene en cuenta que el combustible que hay que alojar para el centrado es del orden del 2% del total.

### Estabilidad estática longitudinal

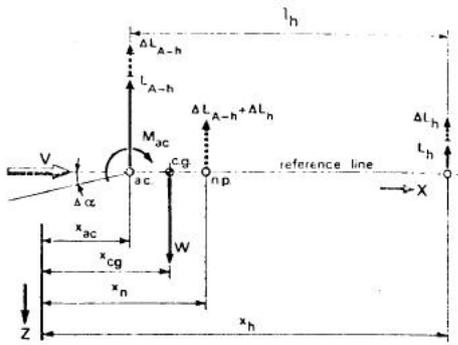


Fig. 9-1. Geometric definitions, forces and moments

$$L = L_{A-h} + L_h = W \quad (9-1)$$

and the moment about an axis through the aerodynamic center, normal to the X-Z plane:

$$M = M_{ac} + W(x_{cg} - x_{ac}) - L_h l_h \quad (9-2)$$

or, in nondimensional form:

$$C_m = C_{m_{ac}} + C_L \frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}} - C_{L_h} \frac{S_h l_h}{S \bar{c}} \left( \frac{V_h}{V} \right)^2 \quad (9-3)$$

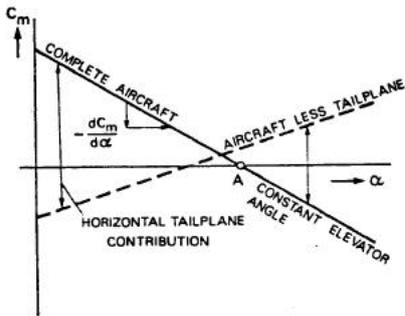


Fig. 9-2. Pitching moment curve and trimmed condition

Las ecuaciones a aplicar son el equilibrio de fuerzas y de momentos. Si planteamos las ecuaciones para un incremento del ángulo de ataque

$$c_{m_\alpha} = c_{L_\alpha} \frac{x_{cg} - x_{ca}}{\bar{c}} - \eta_h \left( \frac{V_h}{V} \right)^2 c_{h_\alpha} \left( 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right)$$

donde  $\eta_h = \left( \frac{S_h l_h}{S_w \bar{c}} \right)$  es el coeficiente de volúmen de la cola horizontal

## 18. Cargas del tren sobre las pistas

### Introducción

Las cargas que produce el avión sobre las pistas deben ser compatibles con la resistencia de las mismas. Se estudiará el problema elástico o a baja velocidad

$$W = V_N + V_M \quad l_N V_N = l_M V_M$$

Donde las distancias están medidas respecto al CDG

Hay diversos métodos de clasificación de aviones y pistas en función de las cargas del tren sobre los pavimentos. Estos métodos permiten decidir si se debe permitir la operación de un avión en una determinada pista

### Tipos de pistas

Las pistas se clasifican en función del tipo de piso y subsuelo. Existen dos tipos de pavimento: rígido(hormigón) y flexible(asfalto); y cuatro tipos de subsuelos según su resistencia. Esto da un total de ocho tipos distintos de pistas.

Para los pavimentos rígidos el primer modo de fallo se produce al superar el máximo esfuerzo de flexión en la base de la losa, lo que produce el agrietamiento. Para los flexibles, se considera fallo cuando la deformación macroscópica del pavimento es superior a un valor por reiterada aparición de carga.

### Método LCN/LCG

- LCN = Load Classification Number
- LCG = Load Classification Ground

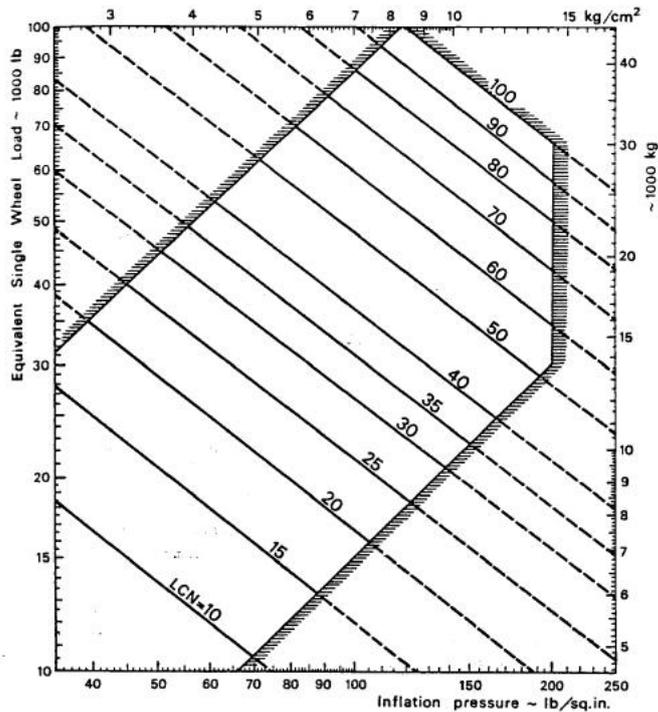
Es un criterio para permitir la operación de un avión en una pista concreta. Se asigna un número al avión según la carga que aplique al pavimento (LCN) y otro al pavimento en función de su resistencia (LCG, carga máxima que soporta independientemente del avión). Si el número del pavimento es superior al del avión éste puede operar sin restricciones.

Para calcular el LCN se utiliza un tren equivalente al del avión con una sola rueda y se calculan las cargas ejercidas sobre el pavimento. El método es el siguiente.

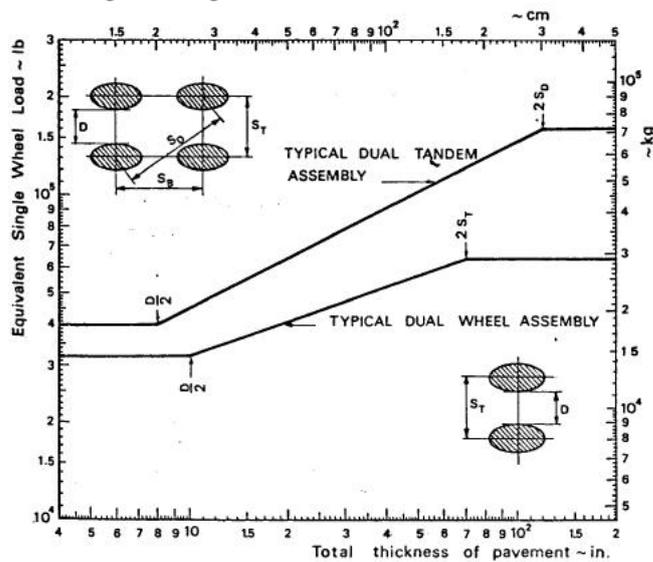
- Curva estándar de clasificación de carga: para cada par de valores de carga equivalente por rueda simple ( $W$ ) y presión de inflado( $p_i$ ), existirá un valor de LCN asociado. Ambos valores están a su vez asociados por la huella del neumático,  $W = p_i A_i$
- Comportamiento de los pavimentos: se deduce experimentalmente que el comportamiento a rotura del pavimento se aproxima con la relación  $\left( \frac{W_1}{W_2} \right) = \left( \frac{A_1}{A_2} \right)^N$ , con  $N$  del orden de 0.44, por lo que aplicando la relación  $W = p_i A_i$  se obtendrá  $\left( \frac{W_1}{W_2} \right) = \left( \frac{W_1}{W_2} \right)^N \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^N$ . Tomando logaritmos en la expresión anterior se obtiene que:

$$\log W = \frac{N}{N-1} \log p_i + C$$

por lo que a un índice de rotura dado le corresponderá una de las curvas.



Para utilizar la gráfica anterior es necesario conocer la definición de ESWL (Equivalent Single Wheel Load). Es la carga que aparece en una pata con un neumático inflado a la misma presión  $p_i$  que el tren original que produce el mismo efecto que el conjunto sobre el pavimento. Para el cálculo del ESWL se utilizará la gráfica siguiente



### Método ACN/PCN

Es el método propuesto por la OACI. Se asigna un número al avión (ACN) y otro al pavimento (PCN). El criterio para permitir la operación de un avión en una pista es que si  $ACN < PCN$  el avión podrá operar sin restricciones.

Los números se determinan mediante ensayos y no es útil para el diseño del tren.

Esta clasificación nos puede servir para dar el número de ruedas necesarias y el número de trenes para un determinado MTOW. La siguiente gráfica es bastante útil.

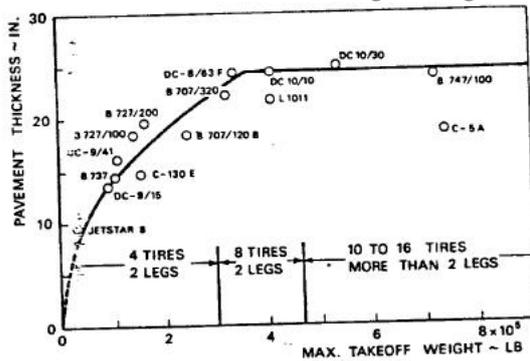


Fig. 10-5. Thickness of a flexible pavement required for several transport aircraft types - CBR of sublayer = 15 (Ref. 10-23)

## 19. Tren de aterrizaje

### Introducción

Aunque las dimensiones y el peso del tren de aterrizaje son modestos comparados con el de otras partes del avión, no se trata de un accesorio sino de un elemento estructural esencial.

A pesar de su tamaño reducido puede plantear problemas para su retracción y ocultamiento. En aviones de ala baja el tren principal se alojará en el encastrado ala-fuselaje y el de morro en el fuselaje. En aviones pequeños se alojará en proyecciones en el fuselaje o en góndolas. Se requerirán además neumáticos y sistemas de frenado por fricción.

Sus funciones son

- Absorber la energía cinética vertical del avión en el aterrizaje sin que las reacciones superen un factor de carga de diseño compatible con la resistencia del tren y de las pistas.
- Proporcionar características de rodadura adecuadas evitando las inestabilidades durante las maniobras de tierra.
- Impedir el contacto de cualquier parte del avión con el terreno.

### Disposición del tren de aterrizaje

Ninguna parte del avión puede tocar el suelo en ningún momento. Para el balance se utiliza una rotación de 8° y para el cabeceo los ángulos necesarios para las maniobras de despegue y aterrizaje.

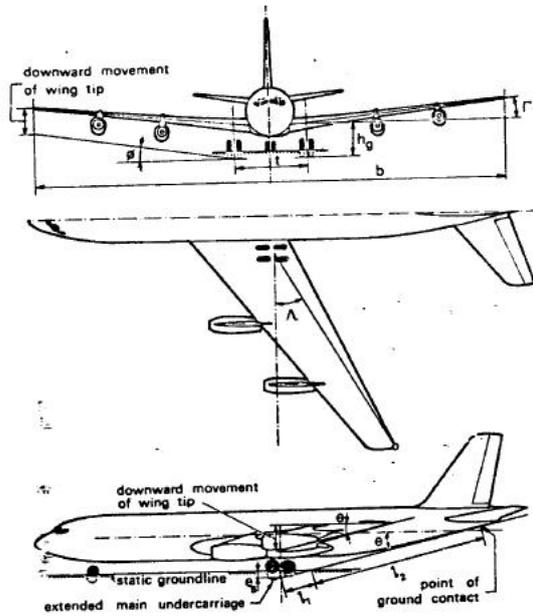


Fig. 10-8. Geometric definitions in relation to the angles of bank and pitch required for takeoff and landing

Las limitaciones sobre las tres vistas son las siguientes

- Vista de perfil:** En despegue y aterrizajela parte baja del fuselaje estará a una distancia mínima de la pista (cuyo valor mínimo será la máxima deformación del neumático suponiendo en tren extendido). En rodadura debe haber una distancia de como mínimo 18 centímetros desde la parte más baja de los motores al suelo. **La posición del tren respecto al CGD** debe ser tal que para una maniobra de aterrizaje no se produzca un momento de picado excesivo.
- Vista en planta:** La posición del tren de morro se limitará a soportar una carga de entre el 8 y el 15% del MOTW
- Vista en alzado:** Deberá mantener el ala sin contacto con el suelo en el aterrizaje con balance limitado evitando también el contacto de góndolas o hélices y mantener el ángulo de guarda por contacto de cono de cola.

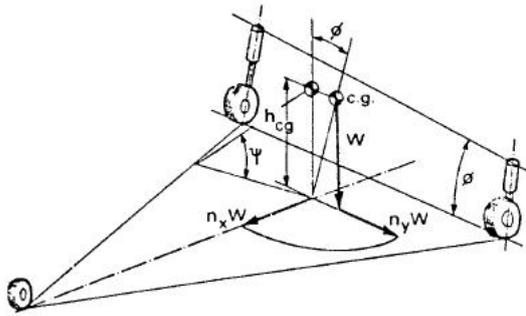
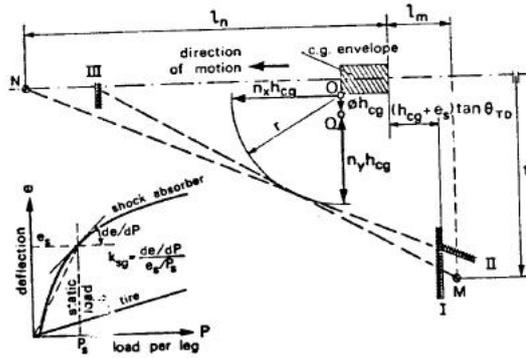


Fig. 10-10. Condition for stability at touchdown and during taxiing



- M : chosen position of main u.c. leg
- N : chosen position of nose u.c. leg
- I : limit of main leg position determined by touchdown angle of pitch
- II : limit for the main leg position for given N, to attain stability against turnover
- III: limit for the nose gear location for given M, to attain stability against turnover

Fig. 10-11. Limits for the undercarriage disposition based on stability considerations

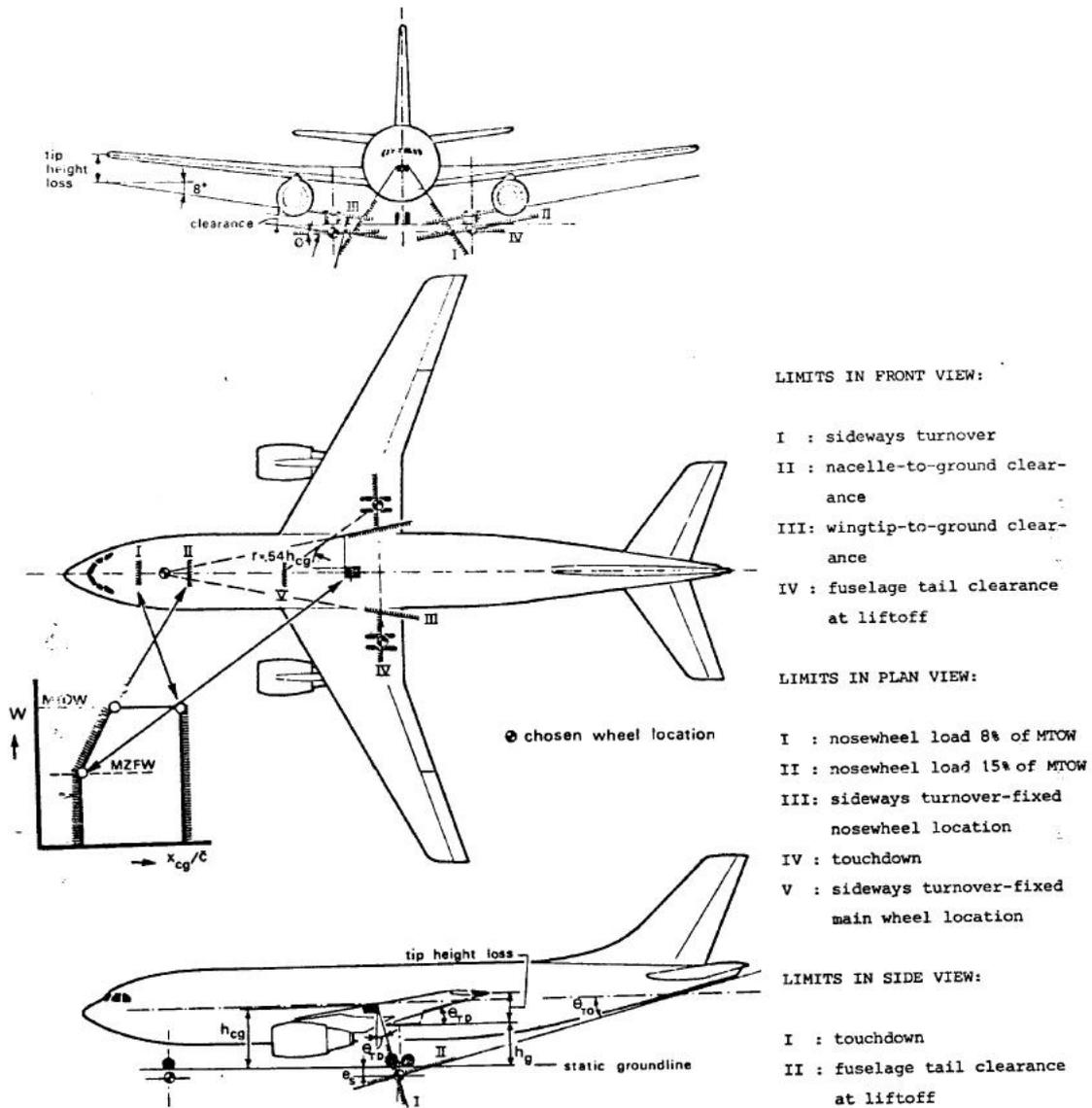


Fig. 10-12. Disposition of the wheels in the three-view drawing

## 20. Seguridad en la aviación

### Introducción

El objetivo es estudiar qué consideramos un accidente a nivel estadístico desde el punto de vista de la operación normal de una avión.. No sinteresa evaluar la eficacia de los sistemas de seguridad, la tripulación, el entorno. No se tienen en cuenta accidentes debidos a apoderamientos ilícitos, bombas, terrorismo...

El nivel de riesgo está correlado inversamente con los esfuerzos para aumentar la seguridad. Estos son mucho mayores en la aviación comercial que en la deportiva.

## Accidentes e incidentes

Según el anexo 13 de la OACI un accidente es *todo suceso relacionado con la utilización de un aeronave comprendido entre el momento en el cual la primera persona entre en el avión con la intención de relizar un vuelo hasta que la última persona desembarca*. Estos sucesos pueden ser de dos tipos

- Cualquier persona sufre daños graves o muerte a consecuencia de
  - Hallarse en la aeronave
  - Exposición directa al chorro de un reactor
  - Entrar en contacto con alguna parte de la aeronave

Con las excepciones siguientes

- Muerte o lesión por causas naturales
- Suicidio
- Causadas por otras personas (p. ej: ataque terrorista)
- Lesiones sufridas por polizones situados en zonas no destinadas a pasajeros o tripulación.

A efectos estadísticos se dan 30 días para considerar muertes y lesiones graves. Se considera lesión grave:

- Requiere hospitalización de al menos 48 horas
  - Fracturas
  - Quemaduras de 2º o 3º grado
- Afectan a la estructura o características de vuelo del aeronave y requieren reparación excepto
    - Fallo del motor o en el capó y accesorios
    - Daños en hélices, explosión de neumáticos.
  - La aeronave desaparece y o los restos son inaccesibles.

Los incidentes se definen como *todo suceso relacionado con la utilización de la aeronave que no llega a ser un accidente y que afecte a la seguridad de las operaciones*. Un incidente se puede decir que es un *cuasi-accidente*

## Seguridad en la aviación

Utilizamos las dos variables estadísticas siguientes

$$X = \frac{\text{fallecidos}}{\text{pasajero km } 10^9}$$

$$Y = \frac{\text{Accidentes con víctimas}}{\text{salidas } 10^6}$$

Hay una gran influencia según la nacionalidad del explotador y del tipo de aparato (edad). Las líneas más inseguras son las suramericanas y africanas y las más seguras las de Asia y Pacífico.

## Prevención de accidentes

La mayoría de los accidentes son una cadena de fallos. Las fuentes de fallos que terminan en accidente son:

Factores más frecuentes	Porcentaje
Tripulación	70%
Avión	12%
Mantenimiento	2%
Climatología	6%
Control de tráfico	5%
Otros	5%

## Investigación de accidentes

Su objetivo es siempre determinar las causas para prevenir futuros accidentes e incidentes. Si es necesario se iniciará una cusa judicial para determinar los culpables pero es un objetivo secundario.

### A. Parámetros característicos de alas

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

$$CMG = \frac{S_w}{b} = \frac{c_r + c_t}{2}$$

$$CMA = \frac{1}{S_w} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} c^2(y) dy = \frac{2c_r}{3} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

$$CMA = \frac{1}{S_1 + S_2} (S_1 CMA_1 + S_2 CMA_2)$$

$$A = \frac{b^2}{S_w} = \frac{b}{CMG}$$

$$y_{CMA} = \frac{2}{S_w} \int_0^{\frac{b}{2}} yc dy$$

### B. Prácticas de laboratorio

El ensayo del tren de aterrizaje consiste determinar el factor de carga de inercia. Para ello se pretende simular el aterrizaje del avión nivelado sobre las dos patas del tren principal. Suponiendo como positiva la caída:

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = W - L + 2F_n$$

Considerando el peso como una fuerza de inercia e introduciendo el factor de carga de inercia llegamos a la ecuación siguientes

$$n_i = \frac{W - \frac{W}{g} \frac{dV}{dt}}{W} = 1 - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} = \frac{L + 2F_n}{W}$$

Acabamos de definir el factor de carga inercial del aterrizaje. Para simularlo utilizaremos un carretón cuyos elementos son el tren que deseamos probar y una masa que simulará el avión. Si aplicamos las mismas ecuaciones al carretón:

$$\frac{W_e}{g} \frac{dV}{dt} = W_e - F_n \quad \rightarrow \quad n_e = 1 - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} = \frac{F_n}{W_e}$$

Que es el factor de carga equivalente del ensayo. Imponiendo que las reacciones sean las mismas en ambos casos llegamos a que

$$n_i = \frac{L + 2n_w W_e}{W}$$

Para el ensayo se imponen dos condiciones

- El neumático contacta con el suelo con la misma velocidad en ambos casos
- El trabajo que realiza el sistema de amortiguación desde la toma de contacto con el suelo hasta que se alcanza la posición, tanto del avión como del carretón, debe ser igual en ambos casos.

Además la normativa da una velocidad de caída límite de aproximadamente 10 pies por segundo Para imponer estas dos condiciones contamos con las variables siguientes

- Altura desde la que se lanza el carretón.
- Peso equivalente situado sobre el tren.

Aplicando la ecuación de la energía a la caída y posteriormente a la amortiguación (nunca olvidar que en el caso real el tren de aterrizaje tiene 2 patas)

$$h = \frac{1}{2} \frac{V_0^2}{g}$$

$$W_e = \frac{W}{2} \frac{h + d(1 - n)}{h + d}$$

donde  $n$  es el factor de carga alar del avión en el aterrizaje.

## C. Preguntas típicas de examen

1. Diseño de alas para régimen subsónico alto. Comportamiento de perfiles a velocidades subcríticas y supercríticas. Alas en flecha a alta y baja velocidad. Selección de forma en planta y parámetros geométricos principales
2. Diagrama pesos-alcances. Variaciones que experimenta al cambiar el peso máximo el despegue, el peso máximo de combustible y la carga de pago máxima.
3. Criterios de selección de tipo, número y posición de los motores.
4. Presentación y evaluación de un diseño preliminar
5. Enumere las funciones del plano horizontal de cola y razone cómo inciden en su dimensionado
6. Razone cómo influye el tipo de pista a utilizar en el diseño preliminar del tren de aterrizaje.
7. Dibuje la polar de un avión de transporte en configuración de crucero señalando valores típicos de las variables que intervienen.
8. Si tuviera usted que decidir en la adquisición de un nuevo avión para una compañía aérea... ¿En qué parámetros de los distintos aviones posibles se fijaría principalmente?
9. Enumere los certificados más importantes relacionados con el proyecto y la operación de aviones, señalando cómo se obtienen y para qué sirven.
10. Normas de aeronavegabilidad sobre el despegue de aviones de transporte.
11. ¿Qué son los diagramas envolventes de maniobra y ráfagas?

12. Señale los criterios que determinan el alargamiento y el estrechamiento de un avión de transporte que debe volar en régimen subsónico alto.
13. Indique las ventajas y desventajas relativas a situar los motores bajo las alas o adosados al fuselaje.
14. Dibuje esquemáticamente la estructura del fuselaje
15. Razone las diferencias existentes entre aviones con distinto número de motores respecto a la maniobra de despegue
16. Enumere y comente las funciones de la superficie horizontal de cola.
17. Expresé los criterios que determinan la posición del tren de aterrizaje
18. Dibuje el diagrama pesos-alcances identificando las principales magnitudes que intervienen.
19. Explique algún procedimiento rápido de centrado del avión
20. Costes
21. Determinar CMA
22.  $s_{to FL}, s_{LF}$
23. Constante de Bréguet
24. Diagrama PL-R
25. Largueros
26. Dimensionado del fuselaje
27. Efectividad de los flaps
28. Elección de motores, radio de acción en crucero, gradiente de subida y costes. Determinación del MTOW
29. Centrado y cambio de motor.
30. Añadir rebanadas de fuselaje.
31. Calcular el alargamiento, el parámetro de estrechamiento, la superficie alar...
32. Elección de neumáticos. Tren de aterrizaje
33. Autonomía.