

TECNOLOGÍA AEROESPACIAL

María Cerezo
maria.cerezo@urjc.es

Trigrado en Ingeniería Aeroespacial
Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Telecomunicación.
Universidad Rey Juan Carlos

AERODINÁMICA DE ALAS

Recordamos:

Aerodinámica de perfiles

- Fenómenos limitados al plano que contiene al perfil
 - Ala de longitud infinita
 - Fuerzas y momentos aerodinámicos expresados por unidad de longitud

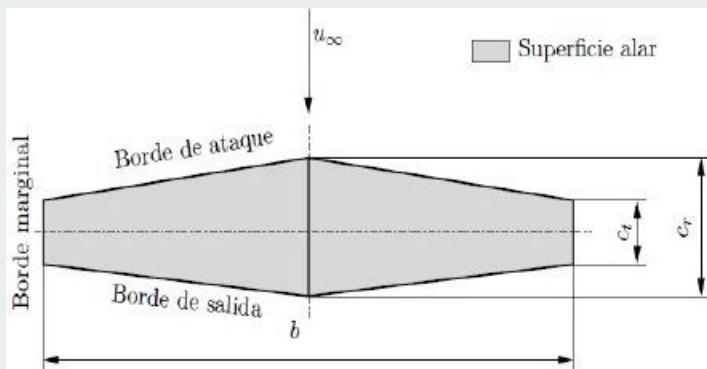
- Aviones: envergadura finita
 - Aparecen fenómenos aerodinámicos 3D
 - $\downarrow l$ y $\uparrow d$ (respecto ala equivalente infinita)



Aerodinámica de alas

Arquitectura de alas

Nomenclatura:



Arquitectura de alas

Nomenclatura:

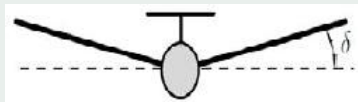
- **Envergadura** (b): es la distancia medida entre los bordes marginales del ala.
- **Cuerda** (c): es la distancia entre el B.A. y el B.S.
- **Superficie alar** (S)
- **Cuerda geométrica media** : $\bar{c} = S/b$
- **Estrechamiento**: $\lambda = \frac{c_t}{c_r}$
 - Alas trapezoidales: $\lambda < 1$
 - Alas rectangulares: $\lambda = 1$ ($c = \text{cte}$)

Arquitectura de alas

- **Alargamiento:** medida de la esbeltez del ala.
 $\Lambda = b^2/S = b/\bar{c}$
 - Aeronaves subsónicas convencionales: Λ del orden de 6 a 8
 - Planeadores: Λ del orden de 20 a 30
- **Cuerda en el encastre** (o en la raíz), c_r
- **Cuerda en borde marginal**, c_t

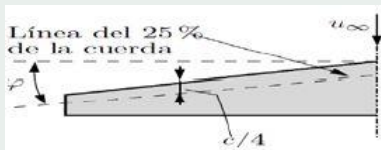
Arquitectura de alas

- **El ángulo diedro (δ):** ángulo que forma el plano horizontal que contiene la cuerda de la raíz y el plano medio entre el extradós y el intradós del ala.



Arquitectura de alas

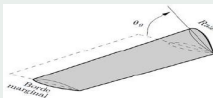
- **Flecha o ángulo de flecha (φ):** ángulo formado por la línea del 25 % de las cuerdas con respecto a la línea perpendicular a la cuerda en el encastre (c_r).



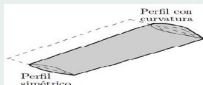
Arquitectura de alas

- **Torsión(θ):**

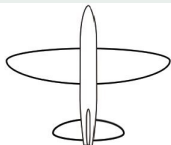
- **Geométrica (θ_g):** es el ángulo que forma la cuerda de cada perfil de ala con respecto a una cuerda de referencia, normalmente la sección de raíz.



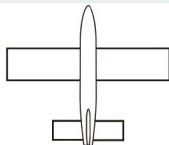
- **Aerodinámica:** consiste en la variación de la forma de los perfiles a lo largo de la envergadura, de forma que, el ángulo de sustentación nula varía en las diferentes secciones que componen el ala.



Tipos de alas



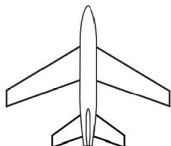
Elíptica



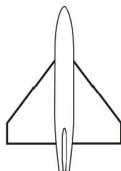
Rectangular



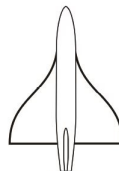
Trapezoidal



En flecha



Delta



Ojival

Tipos de alas

- **Ala rectangular**

- $\uparrow \Lambda \rightarrow \downarrow$ Resistencia del ala
- Sencillez de construcción
- Se emplea a bajas velocidades ($M_\infty \ll 1$)

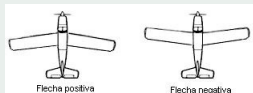
- **Ala elíptica**

- Pretende \downarrow resistencia de ala
- Difícil construcción
- Se emplea a bajas velocidades ($M_\infty \ll 1$)

- **Ala trapezoidal**

- Más sencilla de construir que la elíptica
- Prestaciones levemente inferiores
- Se emplea a bajas velocidades ($M_\infty < 1$)

Tipos de alas



- **Ala en flecha regresiva (negativa)**
 - Problemas estructurales
 - Entrada en pérdida por raíz (mantiene control de los alerones)
- **Ala en flecha progresiva (positiva)**
 - $\uparrow M_{cr} \rightarrow \downarrow$ Resistencia de onda
 - $\downarrow \Lambda \rightarrow \uparrow D$
 - Momento torsor adicional
 - Entrada en pérdida por la punta (pérdida de control de los alerones)

Flujo en alas de envergadura finita

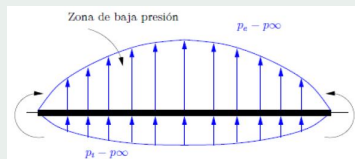
- Aviones: envergadura finita
 - Aparecen fenómenos aerodinámicos 3D
 - $\downarrow l$ y $\uparrow d$ (respecto ala equivalente infinita)



Aerodinámica de alas

Flujo en alas de envergadura finita

- El aire se mueve libremente cerca de los bordes marginales
- Se mueve desde intradós (zona alta presión) al extradós (zona de baja presión)
- Presión función continua: el aire tiende a igualar presiones en los bordes marginales



Flujo en alas de envergadura finita

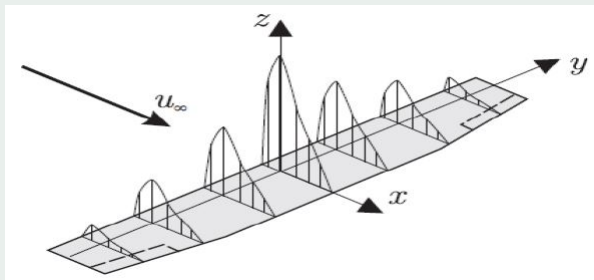


Figura: distribución de presión diferencial entre extrados e intrados a lo largo del ala (flujo tridimensional)

Flujo en alas de envergadura finita

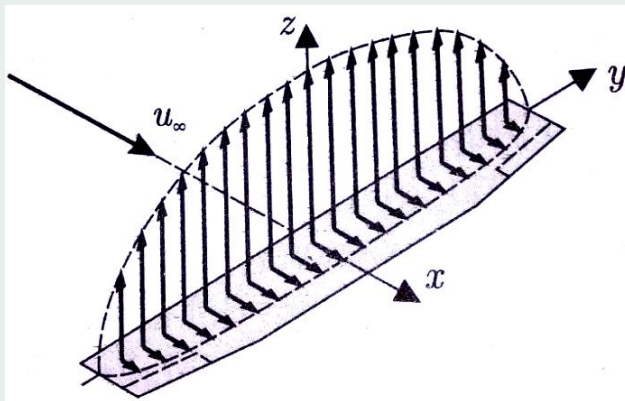
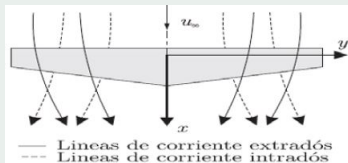


Figura: distribución de fuerzas de sustentación y resistencia a lo largo de la envergadura de un ala

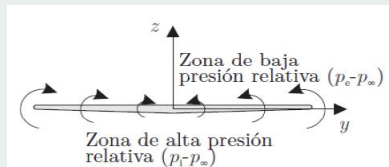
Flujo en alas de envergadura finita

- Al superponer la corriente libre con las líneas de corriente que van desde el intradós hasta el extradós:
 - Las líneas de corriente se curvan hacia el interior del ala en el extradós
 - Las líneas de corriente se curvan hacia los bordes marginales en el intradós.



Flujo en alas de envergadura finita

- En B.S. se encuentran flujo del extradós y del intradós.
 - Los flujos tienen velocidades con sentidos contrario (a lo largo de la envergadura)
 - La corriente de aire gira → Torbellinos → Estela turbillonaria



Flujo en alas de envergadura finita

Velocidades que influyen en la geometría de la estela:

- Velocidad de la corriente incidente (u_{∞})
- Velocidades inducidas por el ala
- Velocidades inducidas por los propios torbellinos de la estela

Efectos:

- Desplazamiento de los torbellinos hacia abajo
- Desplazamiento de los torbellinos hacia las puntas del ala

” Abarquillamiento de la estela”

Abarquillamiento de la estela

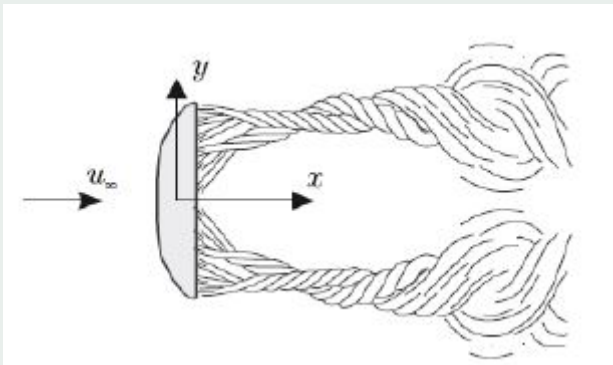
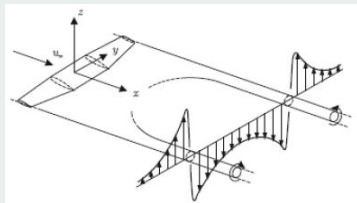


Fig: Esquema de torbellinos desprendidos del B.S. y los bordes marginales

Flujo en alas de envergadura finita

El movimiento rotacional de la estela de torbellinos modifica todo el flujo en las inmediaciones del ala.

Distribución de la velocidad generada en el plano yz:



- En la zona entre los bordes marginales → componente de velocidad hacia abajo → **velocidad inducida** (ω_i)

Flujo en alas de envergadura finita

Efectos del flujo tridimensional:

- **Disminución de la sustentación** (con respecto al caso de un ala de envergadura infinita)

Dado que la presión tiende a igualarse en los bordes marginales, la diferencia de presión neta entre el intradós y el extradós es menor que en una ala de envergadura infinita

- **Aumento de la resistencia del ala** (con respecto al caso de un ala de envergadura infinita)

Enfoque energético: El ala produce sustentación → aparece la estela turbollinaria y los torbellinos de borde marginal. Es decir que el ala imprime una velocidad angular a una gran masa de aire y toda esa energía no se aprovecha para producir sustentación, sino resistencia.

Estela turbillonaria

El efecto de la estela turbillonaria tiene gran importancia en las operaciones aeronáuticas:

¡Tiempo entre aterrizajes y despegues!

Depende de:

- Peso de la aeronave
- Velocidad de la aeronave
- Envergadura de la aeronave

Introducción Teoría de Alas

Introducción a la teoría de alas

Teoría de alas largas de Prandtl (modelo más sencillo)

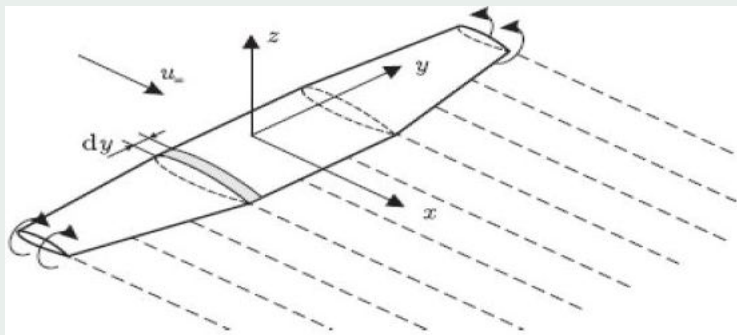
Conocidas las características aerodinámicas de los perfiles

→ Estimar fuerzas aerodinámicas del ala

Hipótesis:

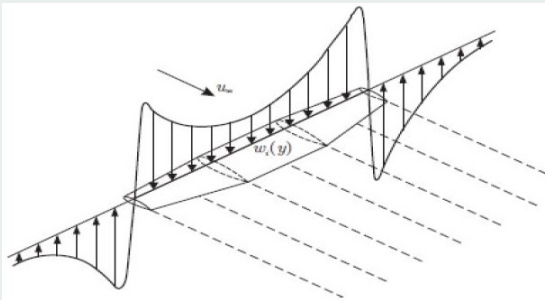
- Flujo 3D
- Flujo ideal (efectos viscosos despreciables)
- Velocidad incidente, u_{∞} , contenida en plano vertical (z-x)
- Ala sin torisión
- Estela de torbellinos contenida en el plano del ala

Introducción a la teoría de alas



*Figura: Sistema de coordenadas y geometría del ala.
Las líneas discontinuas representan la estela de torbellinos*

Introducción a la teoría de alas



*Figura: Distribución de velocidad inducida, $w_i(y)$, sobre el plano del ala
Escala de u_∞ y de las velocidades verticales muy diferente*

Se suman vectorialmente: u_∞ y $w_i \rightarrow$ **Veloc. relativa local u_l**

Introducción a la teoría de alas

Teniendo en cuenta, la velocidad relativa local u_l :
Áng. ataque del perfil < Áng. (cuerda perfil, u_∞)

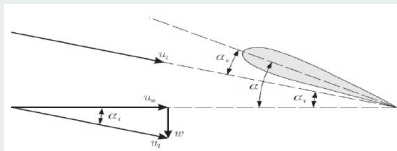


Fig: Efecto de w_i sobre la velocidad relativa local u_l en una sección del ala

$$\alpha_e = \alpha - \alpha_i$$

α_e : ángulo de ataque efectivo

α : ángulo de ataque geométrico

α_i : ángulo de ataque inducido

Introducción a la teoría de alas

Un perfil que forma parte de un ala no percibe el ángulo de ataque geométrico que forma su cuerda con la corriente incidente, sino que percibe un ángulo de ataque menor

$$\text{En general: } \omega_i \ll u_\infty \rightarrow \alpha_i = \arctan\left(\frac{\omega_i}{u_\infty}\right) \approx \frac{\omega_i}{u_\infty}$$

Como ω_i varía a lo largo de la envergadura

→ α_i varía

→ α_e es distinto para cada perfil

Introducción a la teoría de alas

Aplicando la Mecánica de fluidos para fluidos ideales:

- Calcular la distribución de $\omega_i(y)$ (a lo largo de la envergadura)
- Determinar la distribución de $\alpha_i(y)$
- Determinar la distribución de $\alpha_e(y)$

Sustentación local, dl , que genera cada sección diferencial del ala, dy :

$$dl = \frac{1}{2} \rho u_\infty^2 c(y) c_l(y) dy$$

⇓ Integ.

$$L = \int_{-b/2}^{b/2} dl = \frac{1}{2} \rho u_\infty^2 \int_{-b/2}^{b/2} c(y) c_l(y) dy$$

Con la resistencia aerodinámica del ala, D , puede realizarse un razonamiento análogo demostrándose finalmente que es siempre mayor que la de un ala de envergadura infinita con iguales características y condiciones iguales

$$D = \frac{1}{2} \rho u_{\infty}^2 \int_{-b/2}^{b/2} c(y) c_d(y) dy$$

Introducción a la teoría de alas

Hipótesis:

- Ala elíptica
- Sin torsión geométrica
- Un único perfil

$$\omega_i = \text{cte} \rightarrow \alpha_i = \text{cte} = \frac{c_L}{\pi\Lambda}$$

Siendo, c_L el coef. de sustentación del ala

Por tanto, todos los perfiles de dicho ala, perciben el mismo α_e :

$$\alpha_e = \alpha - \frac{c_L}{\pi\Lambda}$$

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la curva de sustentación

Curva de sustentación del ala (también tiene zona lineal) es de la forma:

$$c_L = c_{L\alpha} (\alpha - \alpha_0) = c_{L\alpha} \alpha + c_{L0}$$

Donde:

$c_{L\alpha}$ es la pendiente de la curva

α ángulo de ataque del ala (gte, como ref se toma el de la raíz)

α_0 ángulo de ataque para el cual sustentación es nula

c_{L0} coeficiente de sustentación para ángulo de ataque nulo

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la curva de sustentación

Sustentación ala < Sustentación perfil equivalente



Pdte curva $c_{L\alpha}$ de un ala < Pdte de los perfiles $c_{l\alpha}$

Por Teoría de alas largas de Prandtl:

Hipótesis: Ala elíptica. Sin torsión geométrica. Un único perfil

$$c_{L\alpha} = \frac{dc_L}{d\alpha} = \frac{c_{l\alpha}}{\left(1 + \frac{c_{l\alpha}}{\pi\Lambda}\right)}$$

Denominador $\left(1 + \frac{c_{l\alpha}}{\pi\Lambda}\right) > 1 \Rightarrow \boxed{c_{L\alpha} < c_{l\alpha}}$

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la curva de sustentación

$$c_{L\alpha} = \frac{dc_L}{d\alpha} = \frac{c_{l\alpha}}{\left(1 + \frac{c_{l\alpha}}{\pi\Lambda}\right)}$$

Comportamiento aerodinámico del ala según alargamiento, Λ :

$$\text{Si } \boxed{\uparrow \Lambda \Rightarrow \uparrow c_{L\alpha}}$$

En el límite $\Lambda \rightarrow \infty \Rightarrow c_{L\alpha} \rightarrow c_{l\alpha}$

(De aquí viene que a los perfiles se les denomine alas infinitas)

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la curva de sustentación

Por Teoría de alas largas de Prandtl:

Hipótesis: Ala NO elíptica. Sin torsión geométrica. Un único perfil

Ala NO elíptica $\rightarrow \omega_i$ y α_e No ctes a lo largo de la envergadura

$$c_{L\alpha} = \frac{dc_L}{d\alpha} = \frac{c_{l\alpha}}{\left(1 + \frac{c_{l\alpha}}{\pi\Lambda}\right)} e_1$$

Donde:

e_1 : factor que depende del alargamiento y de la forma en planta del ala.

Siempre $e_1 < 1$. Para aviones subsónicos: valores típicos de e_1 0.85-0.95

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la resistencia

Teoría de alas largas de Prandtl:

Hipótesis:

- Flujo 3D
- Flujo ideal (efectos viscosos despreciables)
- Velocidad incidente, u_∞ , contenida en plano vertical (z-x)
- Ala sin torsión
- Estela de torbellinos contenida en el plano del ala

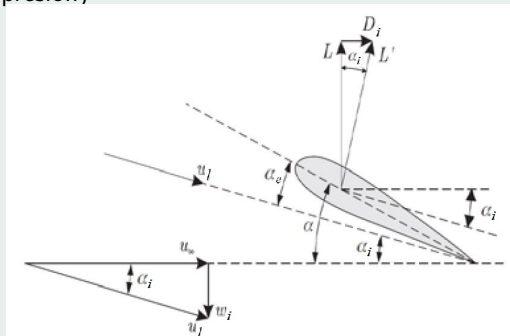
Además:

- Ala elíptica
- Un único perfil

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la resistencia

Por ser flujo ideal \Rightarrow No se considera la resistencia, D (ni de origen viscoso ni de presión)



Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la resistencia

Fuerzas:

- Sustentación (L'): $\perp u_I$

Proyectando la sustentación en ejes $\perp u_\infty$:

- $L = L' \cos \alpha_i$
- $D_i = L' \sin \alpha_i$

Aparece una fuerza según dirección de $u_\infty \Rightarrow$ **Resistencia inducida**

Si se considera: $\alpha_i \ll 1 \Rightarrow \cos \alpha_i \approx 1$, $\sin \alpha_i \approx \alpha_i$:

- $L \approx L'$
- $D_i \approx L' \alpha_i \approx L \alpha_i$

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la resistencia

Sustituyendo en la ec. $\alpha_i = \frac{c_L}{\pi\Lambda}$ y $L = \frac{1}{2}\rho u_\infty^2 S c_L$:

$$D_i = L\alpha_i = L \frac{c_L}{\pi\Lambda} = \frac{1}{2}\rho u_\infty^2 S \frac{c_L^2}{\pi\Lambda}$$

$$\Downarrow D = \frac{1}{2}\rho u_\infty^2 S c_D$$

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

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la resistencia

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

Comportamiento aerodinámico del ala según alargamiento, Λ :

$$\text{Si } \boxed{\uparrow \Lambda \Rightarrow \downarrow c_{Di}}$$

En el límite $\Lambda \rightarrow \infty \Rightarrow c_{Di} \rightarrow 0$

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la resistencia

Hipótesis: Ala NO elíptica. Sin torsión geométrica. Un único perfil

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \Lambda e_2}$$

e_2 : (Siempre $e_2 < 1$) factor que depende de la geometría del ala y de las características aerodinámicas de los perfiles.

Aunque e_1 y e_2 no son iguales, para un ala dada son muy próximos. Por tanto, para la mayoría de las aplic. prácticas:

$$e_1 = e_2 = e, \text{ siendo } e: \text{ factor de eficiencia del ala}$$

Introducción a la teoría de alas

Efectos sobre la resistencia

En general, la resistencia total del ala estará formada por:

- Resistencia inducida
- Resistencia de fricción
- Resistencia de presión (si hay desprendimiento de capa límite)

Para ángulos de ataque moderados (suponiendo que no hay desprendimiento de capa límite) el **coeficiente de resistencia total** del ala, c_D se estima como:

$$C_D = \frac{c_L^2}{\pi \Lambda e} + c_{D0}$$

Esta ecuación es la **polar del ala**

Introducción a la teoría de alas

Dispositivos hipersustentadores

Velocidad de entrada en pérdida, u_s :

Velocidad más baja a la que un avión puede volar sin entrar en pérdida. Si $u < u_s$ el ala no genera suficiente sustentación para contrarrestar el peso del aeronave.

Avión en vuelo VHRU ($u_\infty = \text{cte}$) $\Rightarrow L=W$

$$\frac{1}{2}\rho_\infty u_\infty^2 S c_L = W \Rightarrow u_\infty = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty S c_L}}$$

Introducción a la teoría de alas

Dispositivos hipersustentadores

$$\frac{1}{2}\rho_{\infty}u_{\infty}^2 S C_L = W \Rightarrow u = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_L}}$$

La velocidad depende exclusivamente del $c_L \Rightarrow$ Depende de α

Por tanto, velocidad mínima $\Leftrightarrow c_{Lmax}$:

$$u_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S c_{Lmax}}}$$

Por tanto, para $\downarrow u_s \Rightarrow \uparrow c_{Lmax} \Rightarrow$ **Disp. hipersustentadores**

Introducción a la teoría de alas

Dispositivos hipersustentadores

- Modifican geometría del perfil o el flujo alrededor del perfil
- Modifican las curvas características del perfil
- ↑ Resistencia aerodinámica (↑ fuerza tracción necesaria)
- Posibilidad de ajuste según condición de vuelo
- Dos tipos:
 - **Pasivos:** modifican geometría del perfil (sólo necesitan E para activarlos)
 - ↑ Curvatura
 - ↑ Área efectiva (↑ *cuerda*)
 - **Activos:** gte actúan sobre el flujo alrededor del perfil (consumen E de forma continua)