

Fig. 5.3 Maximum lift coefficient.

# Estimación del Incremento del $C_{Lmax}$ en función de las superficies hipersustentadoras

Sergio Esteban Roncero  
Departamento de Ingeniería Aeroespacial  
Y Mecánica de Fluidos

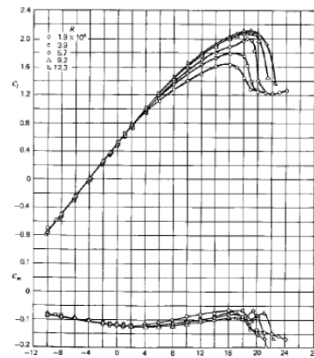


Figure 3.10a Effect of Reynolds number on section characteristics of the GAW-1 airfoil Model smooth,  $M = 0.15$ .

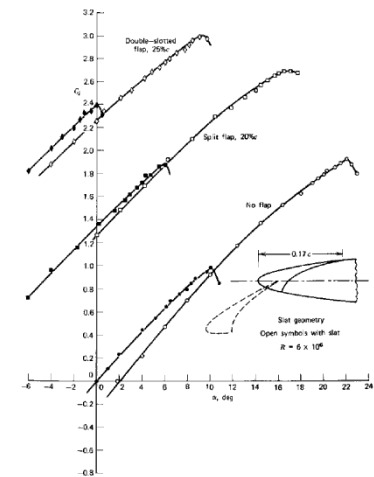


Figure 3.36 Effect of leading edge slat on NACA 64A010 airfoil with and without slat.

# Estimación del $C_{Lmax}$

## MÉTODO 1

- **¡NOTA IMPORTANTE!**
- **ES SOLO UNA APROXIMACIÓN PARA CUANDO NO SE DISPONE DE INFORMACIÓN VÁLIDA PARA DETERMINAR EL INCREMENTO DE  $C_{Lmax}$  PRODUCIDO POR EL USO DE SUPERFICIES HIPERSUSTENTADORAS.**
- Estimación preliminar del incremento del  $C_{Lmax}$  en función del tipo de superficie hipersustentadora:
  - Se toma valor de nominal para un perfil tipo y se normaliza con el valor de  $C_{Lmax}$  para su caso menos restrictivo, flecha del 25% de la cuerda media ( $c/4$ )  $\Lambda_{c/4}=0$ . (ref. Raymer Tema 5)
  - Se normalizan todos los valores por ese valor, de tal manera que sirva como factor de escalado para poder utilizar con respecto del  $C_{Lmax}$  del propio perfil.
  - Una vez seleccionado el tipo de superficie hipersustentadora, y obtenido el  $C_{Lmax}$  sin superficies hipersustentadoras, aplicar el factor de escalado en función del tipo de superficies hipersustentadora.
    - Corregir para  $\Lambda_{c/4}=0$  según la curva.
  - Se puede aumentar el  $C_{Lmax}$  empleando Leading Edge Slats (LES), para ello se realiza un procedimiento similar para determinar cual es el efecto del LES para el perfil tipo mediante normalización de los valores con y sin LES empleando la gráfica (Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics / Barnes W. McCormick )

# Ejemplo Superficies Hipersustentadoras

- Ejemplo
  - Fowler Flap:

$$\Delta C_{L_{max-HLD}} = \frac{2.5}{1.5} = 1.6666$$

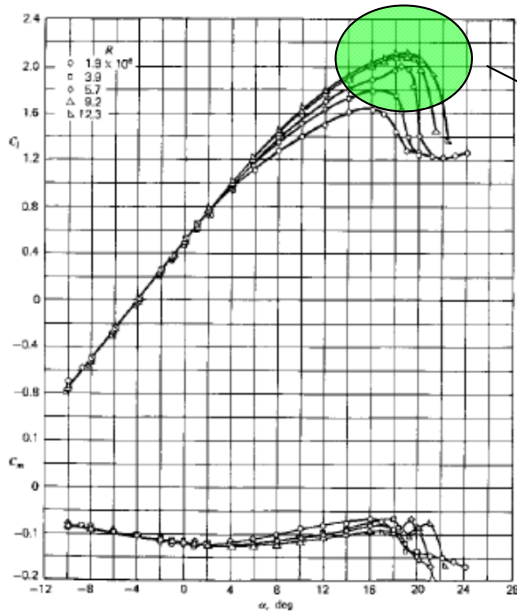
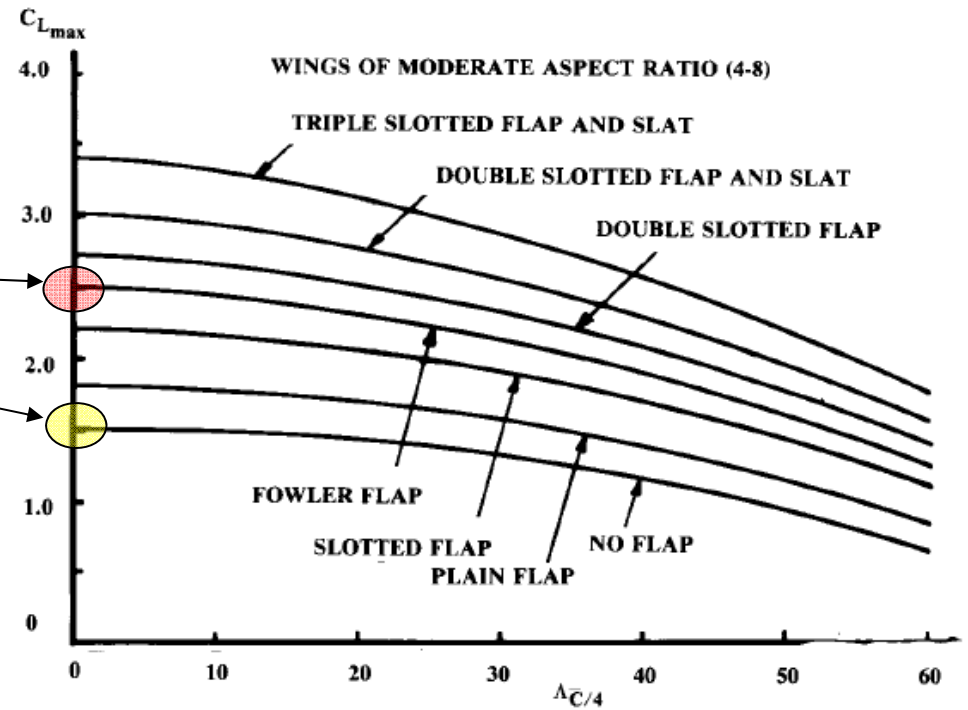


Figure 3.10a Effect of Reynolds number on section characteristics of the GA(W)-1 airfoil Model smooth,  $M = 0.15$ .



After Ref. 39

Fig. 5.3 Maximum lift coefficient.

$$C_{L_{max-HLD}} = \Delta C_{L_{max-HLD}} C_{L_{max}}$$

# Corrección $C_{Lmax}$ con Leading Edge Slat

- El  $C_{Lmax}$  se puede extender con el uso de Leading Edge Slat.
- El procedimiento es similar al visto para el aumento

$$\Delta C_{Lmax-LES} = \frac{1.875}{1} = 1.875$$

$$C_{Lmax-LES} = \Delta C_{Lmax-LES} C_{Lmax}$$

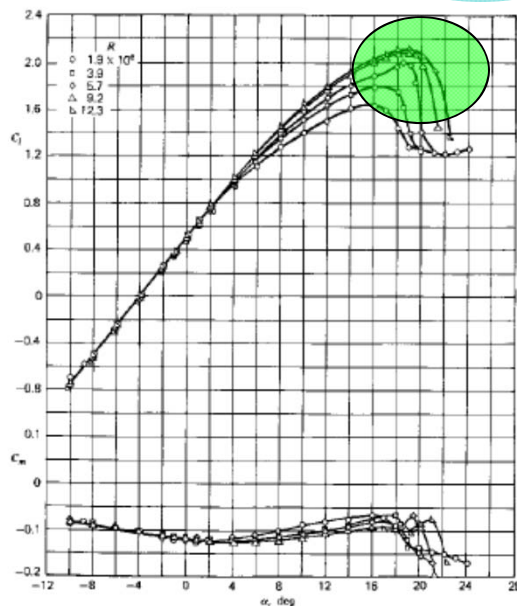


Figure 3.10a Effect of Reynolds number on section characteristics of the GA(W)-1 airfoil Model smooth,  $M = 0.15$ .

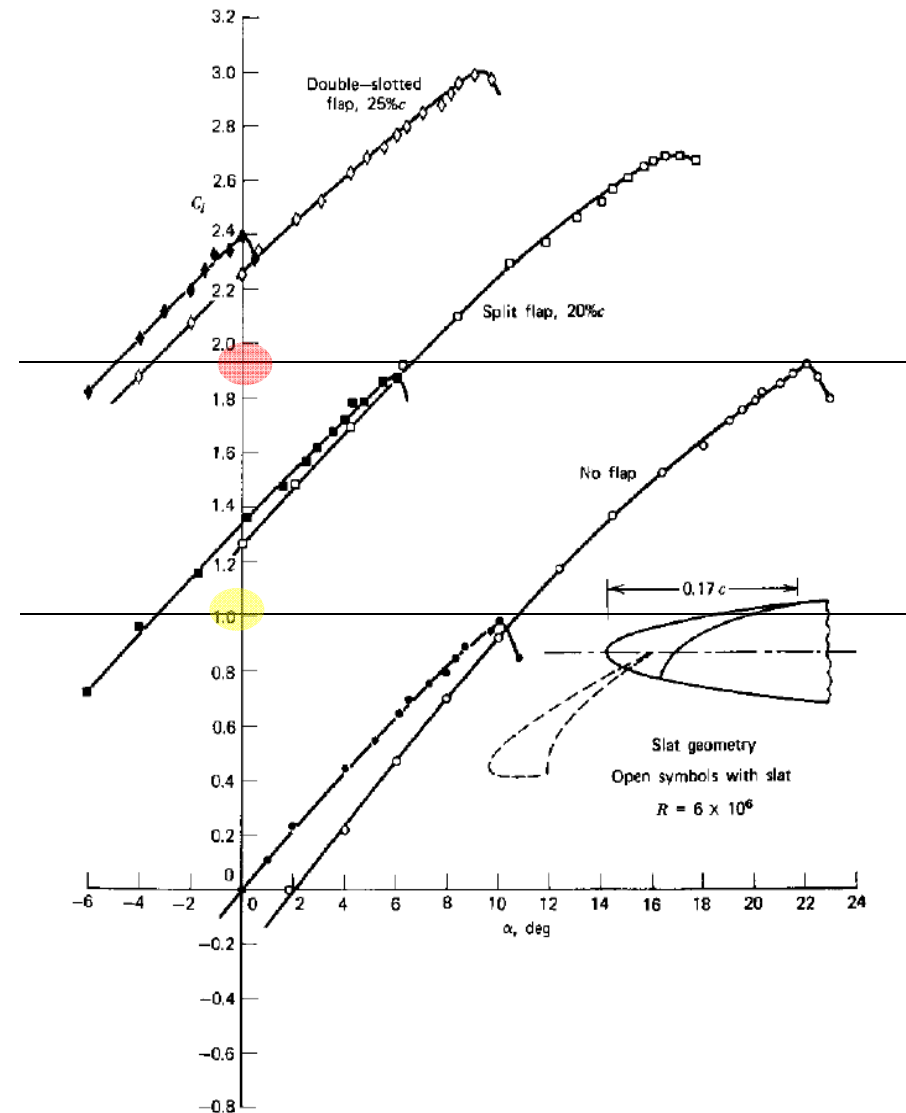


Figure 3.36 Effect of leading edge slat on NACA 64A010 airfoil with and without laps.

# Superficies Hipersustentadoras - I

- Superficies hipersustentadoras:
  - Prevenir que el avión alcance valores no aceptables de velocidad durante despegue, acercamiento y aterrizaje.
- ¿Como funcionan? – Aunque no todas al mismo tiempo
  - Aumentan la curvatura del perfil.
  - Control de la capa límite mejorando la distribución de presiones, re-energizando o eliminando las capas límite de baja energía.
  - Aumento efectivo del área total del ala:
    - Extendiendo la cuerda del perfil.
- Aleta hipersustentadora – *Flaps & Slats*
  - Flaps de borde de salida - *Flaps*:
    - Aumentan la curvatura y mejoran el flujo en el borde de salida.
    - Tienden a promover entrada en pérdida del borde de ataque
  - Flaps de borde de entrada - *Slats*:
    - Posponen o eliminan la entrada en pérdida del borde de ataque.
    - No aporta beneficio a la curvatura.

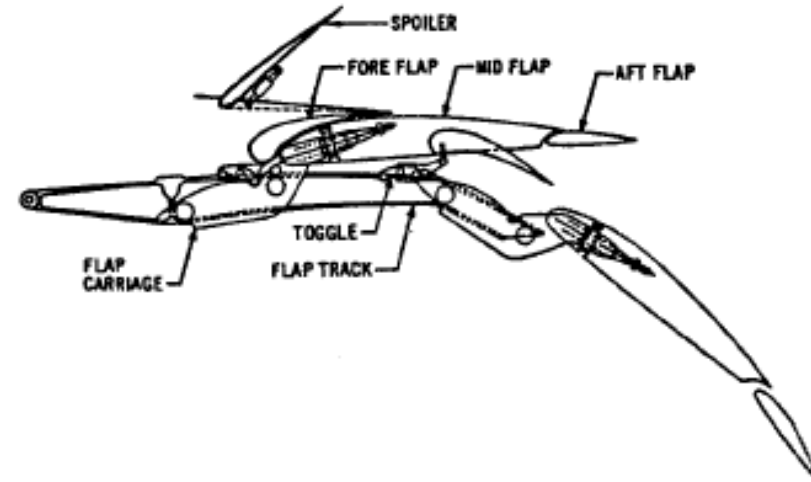


Fig. 7-25h. Triple slotted flap (Boeing 727)

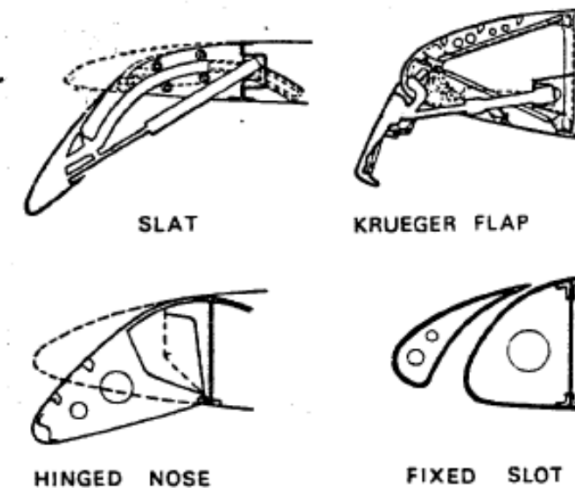


Fig. 7-26. Leading-edge high-lift devices.

# Superficies Hipersustentadoras - II

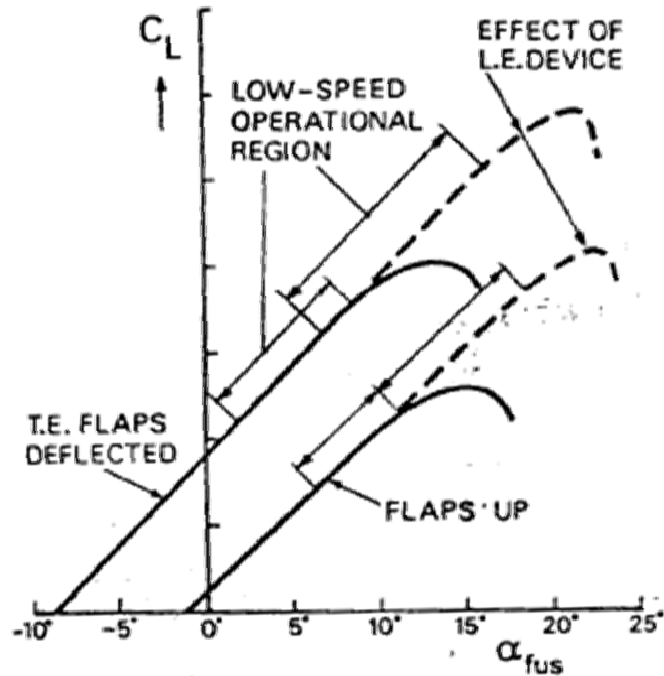


Fig. 7-23. Lift curves with and without high-lift devices.

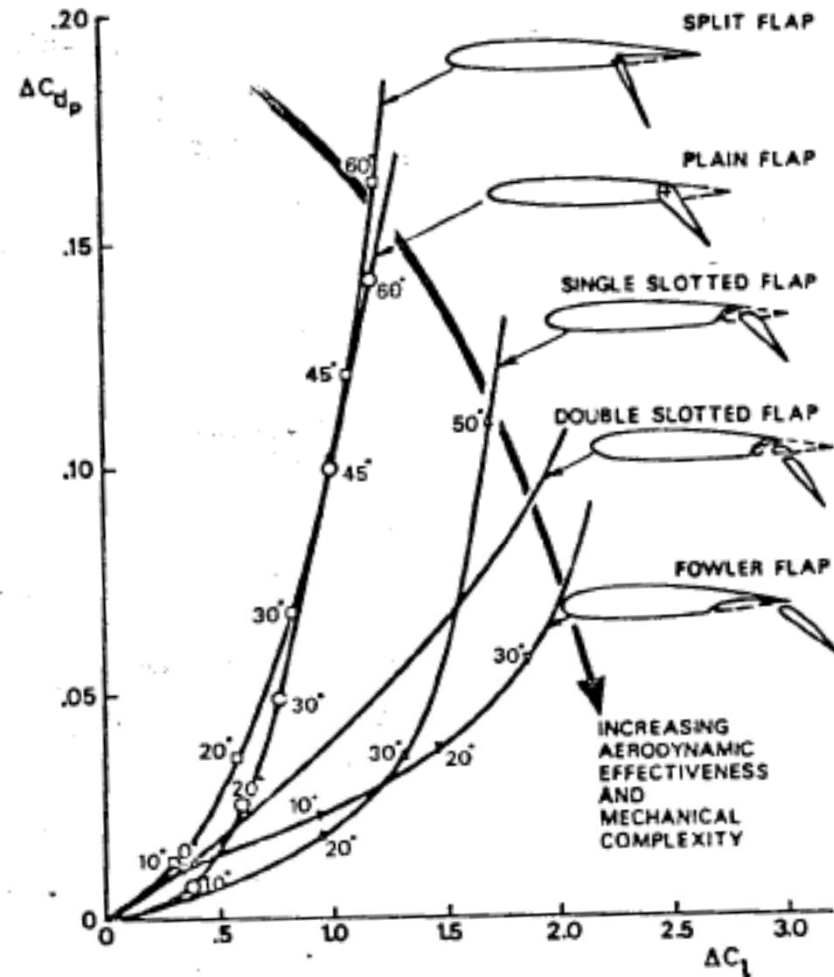


Fig. 7-24. Trends in performance of trailing-edge flaps.

# Cálculo $C_{LMAX}$ (Mediante XFLR5)


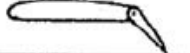

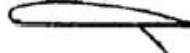
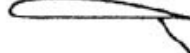
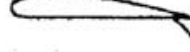
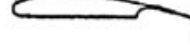

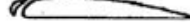

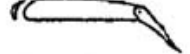
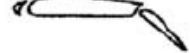
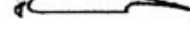
## MÉTODO 2

- Dadas las limitaciones del programa XFLR5 para proveer resultados adecuados para estimar las características de  $C_{Lmax}$  se van a proveer las siguientes pautas:
  - 1 - Emplear del programa XFLR5 para determinar las características de  $C_{lmax}$  (2D) para el perfil elegido y en configuración limpia (sin dispositivos hipersustentadores de borde de ataque o borde de salida):  $C_{Lmax}$ ,  $\alpha_{max}$ ,  $C_m$ , ...
  - 2 - Emplear del programa XFLR5 para determinar las características de  $C_{Lmax}$  (3D) para la geometría de ala elegida y en configuración limpia (sin dispositivos hipersustentadores de borde de ataque o borde de salida):  $C_{Lmax}$ ,  $\alpha_{max}$ ,  $C_m$ , ...
  - 3 - Una vez que se tienen las curvas de  $C_{Lmax}$  para el ala en configuración limpia se interpola la información de reportes NACA para el ala





seleccionar configuración  
Normalizar siguiendo las  
pautas

Designation	Diagram	$C_{L_{max}}$	$\alpha$ at $C_{L_{max}}$ (degrees)	$L/D$ at $C_{L_{max}}$	$C_{m_{ac}}$	Reference NACA
Basic aerofoll Clark Y		1.29	15	7.5	-.085	TN 459
.30c Plain flap deflected 45°		1.95	12	4.0	-	TR 427
.30c Slotted flap deflected 45°		1.98	12	4.0	-	TR 427
.30c Split flap deflected 45°		2.16	14	4.3	-0.250	TN 422
.30c hinged at .80c Split flap (Zap) deflected 45°		2.26	13	4.43	-0.300	TN 422
.30c hinged at .90c Split flap (Zap) deflected 45°		2.32	12.5	4.45	-0.385	TN 422
.30c Fowler flap deflected 40°		2.82	13	4.55	-0.660	TR 534
.40c Fowler flap deflected 40°		3.09	14	4.1	-0.860	TR 534
Fixed slot		1.77	24	5.35	-	TR 427
Handley Page automatic slot		1.84	28	4.1	-	TN 459
Fixed slot and .30c plain flap deflected 45°		2.18	19	3.7	-	TR 427
Fixed slot and .30c slotted flap deflected 45°		2.26	18	3.77	-	TR 427
Handley Page slot and .40c Fowler flap deflected 40°		3.36	16	3.7	-0.740	TN 459



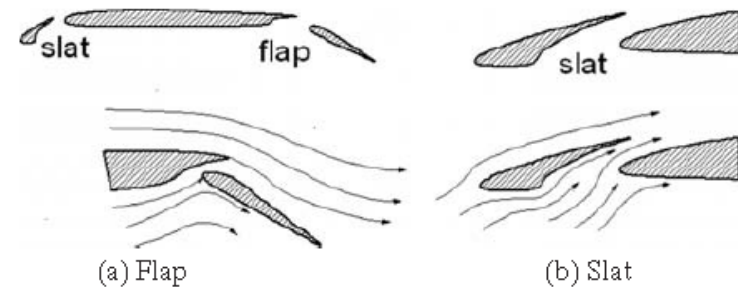
# Cálculo $C_{L_{MAX}}$ (Mediante XFLR5)

- Dadas las limitaciones del programa XFLR5 para proveer resultados adecuados para estimar las características de  $C_{L_{max}}$  se van a proveer las siguientes pautas (continuación):

- 4 - La interpolación se realiza de la siguiente manera:

- 1 - Se elige la configuración de dispositivos hipersustentadores (HLD). Esta configuración puede ser

- a) de borde de ataque (SLATS),
- b) de borde de salida (FLAPS),
- c) combinación de ambos




- 2 - Se calcula el incremento de  $C_{L_{max}}$  relativo que se obtiene con respecto del perfil base (Basic airfoil Clark-Y) y de la combinación de HLD.
  - El perfil básico Clark-Y es el primero de la lista.

Designation	Diagram	$C_{L_{max}}$	$\alpha$ at $C_{L_{max}}$ (degrees)	$L/D$ at $C_{L_{max}}$	$C_{m_{ac}}$	Reference NACA
Basic aerofoil Clark Y		1.29	15	7.5	-.085	TN 459

# Cálculo $C_{LMAX}$ (Mediante XFLR5)

- Dadas las limitaciones del programa XFLR5 para proveer resultados adecuados para estimar las características de  $C_{Lmax}$  se van a proveer las siguientes pautas:
  - 4 - La interpolación se realiza de la siguiente manera (continuación):
    - 2 - Se calcula el incremento de  $\alpha_{max}$  relativo que se obtiene con respecto del perfil base (Basic airfoil Clark-Y) y de la combinación de HLD.

Designation	Diagram	$C_{Lmax}$	$\alpha$ at $C_{Lmax}$ (degrees)	$L/D$ at $C_{Lmax}$	$C_{mac}$	Reference NACA
.30c Fowler flap deflected 40°		2.82	13	4.55	-0.660	TR 534

- 3 - Empleando las características del ala 3D obtenidas mediante XFLR5 ( $C_{Lmax}$ ,  $\alpha_{max}$ ) se extrapolan dichos resultados a características 3D en función del incremento relativo obtenido en el paso 2.
- 4 - Para el cálculo de  $C_{Lmax}$  hay que tener en cuenta que dicha extrapolación tiene que ser corregida en función del porcentaje de dispositivo hipersustentador.

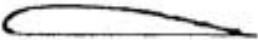
# Cálculo $C_{LMAX}$ (Mediante XFLR5)

- Ejemplo:


- Una vez elegido un perfil, realizado el estudio 2D, y elegida la configuración del ala 3D, se realiza el estudio para el perfil en configuración limpia y se obtienen los siguientes resultados
  - $C_{Lmax} = 1,13$
  - $\alpha_{max} = 14$  grados
- Se elige que los flaps estén colocados en el 45% del ala, y se eligen las configuraciones de:
  - 0,30c "slotted flap deflected 45 deg"
  - 0,30c "fowler flap deflected 40 deg"
  - Fixed slot
  - Handley Page slot and 0,40c fowler flap deflected 40 deg
- Los cuales tienen los siguientes valores (según tabla adjunta)
  - 0,30c "slotted flap deflected 45 deg" -  $C_{Lmax} = 1,98$ ,  $\alpha_{max} = 12$  grados
  - 0,30c "fowler flap deflected 40 deg" -  $C_{Lmax} = 2,82$ ,  $\alpha_{max} = 13$  grados
  - Fixed slot -  $C_{Lmax} = 1,77$ ,  $\alpha_{max} = 24$  grados
  - Handley Page slot and 0,40c fowler flap deflected 40 deg -
    - $C_{Lmax} = 3,36$ ,  $\alpha_{max} = 16$  grados

# Cálculo $C_{LMAX}$ (Mediante XFLR5)

- Ejemplo (continuación):
  - Para determinar la corrección se toma como base los valores del perfil base
    - Clark-Y básico  $C_{Lmax} = 1,291$ ,  $\alpha_{max} = 15$  grados

Designation	Diagram	$C_{Lmax}$	$\alpha$ at $C_{Lmax}$ (degrees)	$L/D$ at $C_{Lmax}$	$C_{mac}$	Reference NACA
Basic aerofoil Clark Y		1.29	15	7.5	-.085	TN 459

- La corrección se realiza calculando primero el incremento relativo con respecto al perfil base de tal manera que, por ejemplo,
  - Para el caso 1 (0,30c "slotted flap deflected 45 deg"), con  $C_{Lmax} = 1,98$ ,  $\alpha_{max} = 12$  grados

Designation	Diagram	$C_{Lmax}$	$\alpha$ at $C_{Lmax}$ (degrees)	$L/D$ at $C_{Lmax}$	$C_{mac}$	Reference NACA
.30c Slotted flap deflected 45°		1.98	12	4.0	-	TR 427

# Cálculo $C_{LMAX}$ (Mediante XFLR5)

- Ejemplo (continuación):
  - Se calcula el porcentaje relativo de 2D es:
    - $\%C_{Lmax} = 2D \text{ básico}/2D \text{ HDL} = 1,291/1,98 = 0,652$
    - $\%a_{max} = 2D \text{ básico}/2D \text{ HDL} = 15/12 = 1,25$
  - por lo que se hace la extrapolación de los datos de 3D
    - $C_{Lmax} (3D) = 3D \text{ básico}/ \%C_{Lmax} = 1,13/0,652 = 1,733$
    - $a_{max} (3D) = 3D \text{ básico}/ \%a_{max} = 14/1,25 = 11,2 \text{ grados}$
  - La extrapolación de los datos de 3D
    - $C_{Lmax} (3D) = 3D \text{ básico}/ \%C_{Lmax} = 1,13/0,652 = 1,733$
    - $a_{max} (3D) = 3D \text{ básico}/ \%a_{max} = 14/1,25 = 11,2 \text{ grados}$
  - Una vez determinados los valores 3D, se estima el valor del ala atendiendo al porcentaje de HLD elegido.
    - Como para este ejemplo es 45%, implica que la sustentación máxima del ala entera está formada por un 55% del  $C_{Lmax}$  del ala en configuración limpia (3D de XFLR5) y el 45% del  $C_{Lmax}$  obtenido mediante el procedimiento de extrapolación para el cálculo de las características en sucio, de tal manera que
      - $C_{Lmax} = 0,45 * C_{Lmax} (XFLR5 + HDL) + 0,55 * C_{Lmax} (XFLR5 \text{ 3D})$

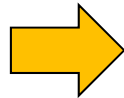
# Cálculo de $C_D$ con HLD

Para el cálculo de  $C_D$  total del ala con Dispositivos Hipersustentadores (High-Lift-Devices HLD)

Calcula resistencia adicional sobre configuración nominal  $C_{D_{0CLEAN}} = C_{D_{pmin}}$

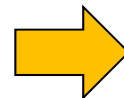
$$C_D = C_{D_{pmin}} + C_{D_{flap-\Lambda_{1/4}}} + C_{Di}$$

Para Straight wing



$$C_{D_{flap-\Lambda_0}} = \Delta C_{D_{flap-2D}} + \Delta C_{Di_{flap}} + \Delta C_{D_{int_{flap}}}$$

Para Swept wing



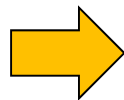
$$C_{D_{flap-\Lambda_{1/4}}} = C_{D_{flap-\Lambda_0}} \times \cos \Lambda_{1/4}$$

Cálculo resistencia inducida flap

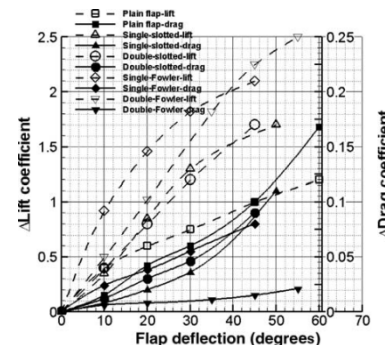
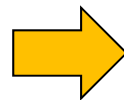
$$\Delta C_{Di_{flap}} = 0.025 \times (8/AR)^{0.3} \times [(2b)/(3b_f)]^{0.5} \times (\Delta C_L)^2$$

where  $AR$  is the wing-aspect ratio and  $(b_f/b)$  is the flap-to-wing-span ratio

$$\Delta C_{D_{int_{flap}}} = k \times C_{D_{flap-2D}}$$

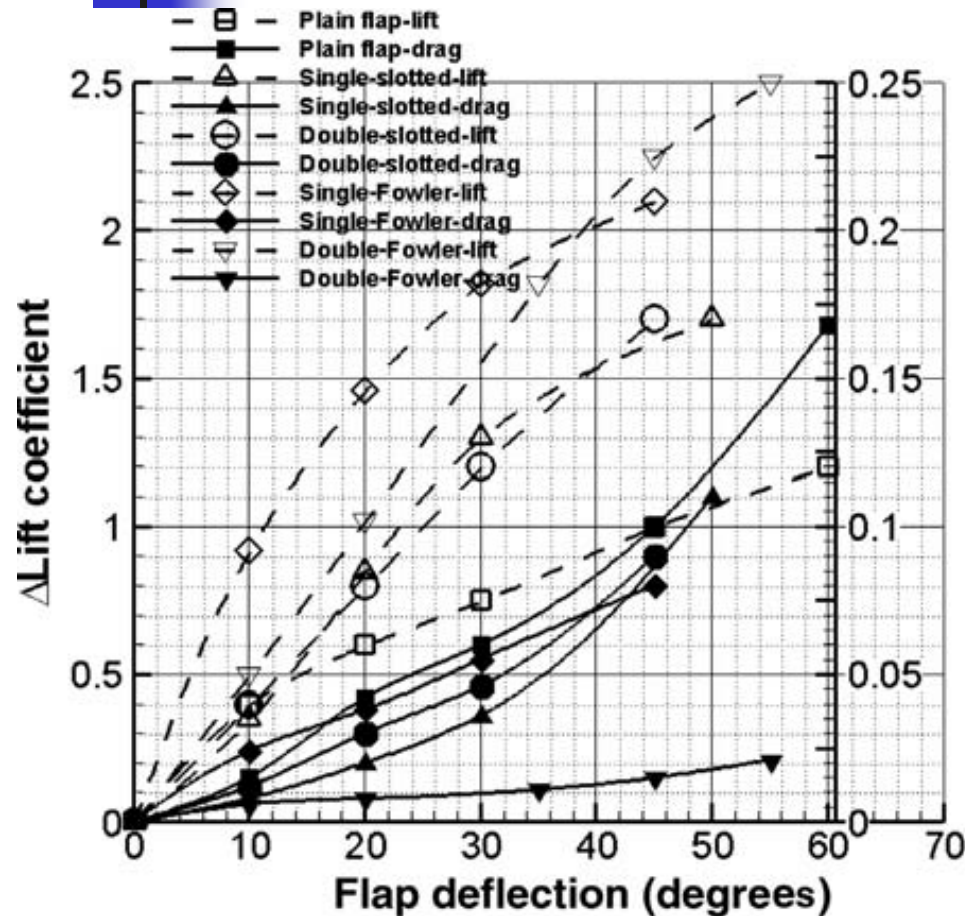


$$C_{D_{flap-2D}}$$

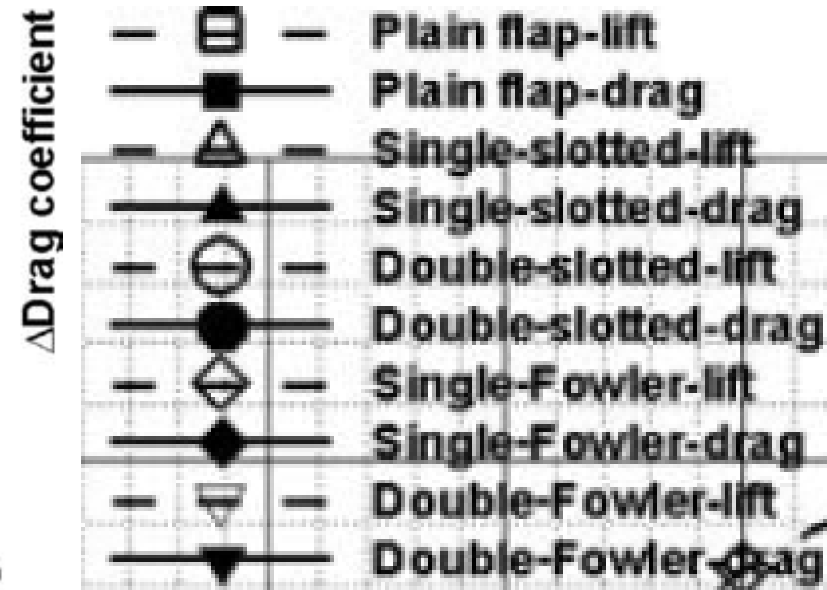




# Cálculo $C_{L_{MAX}}$ con HLD



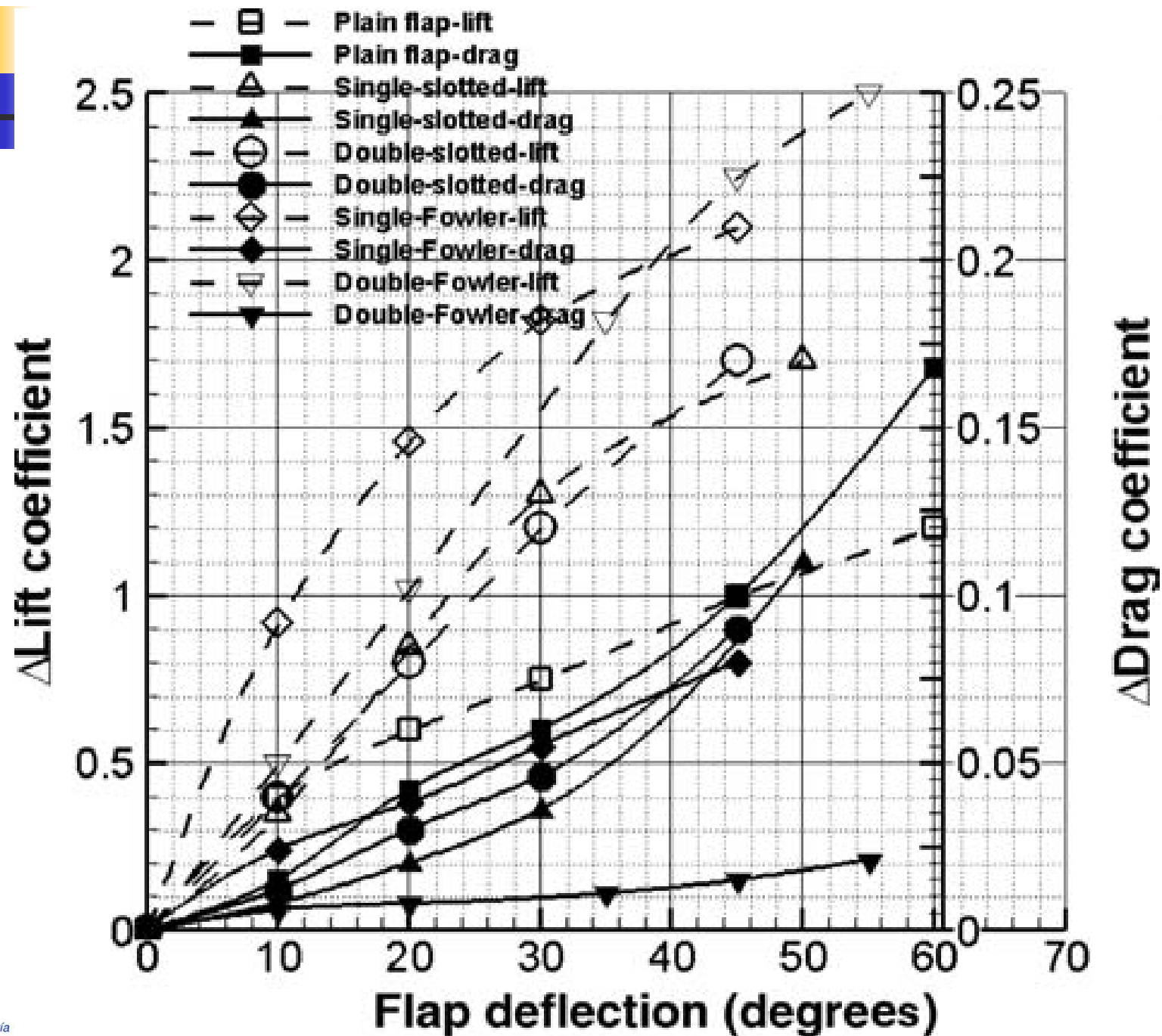
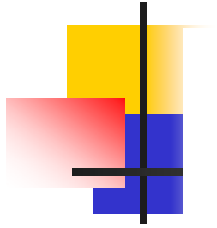
En blanco  $\Delta C_L$   
En blanco  $\Delta C_D$



$$\Delta C_{D_{int\_flap}} = k \times C_{D_{flap\_2D}}$$

$$C_{D_{flap\_2D}} \rightarrow$$

$k = 0,1$  for a single-slotted flap,  
 $k = 0,2$  for a double-slotted flap,  
 $k = 0,25 - 0,3$  for a single-Fowler flap,  
 $k = 0,3 - 0,4$  for a double-Fowler flap.



# Cálculo $C_{LMAX}$ con HLD ejemplo

Avión con un alargamiento de  $AR = 7.5$ ,

Flecha del ala  $\Lambda_{1/4} = 20^\circ$ ,

Porcentaje de la envergadura con flaps  $(b_f/b) = 2/3$ ,

fuselage-to-wing-span ratio  $< 1/4$

Tipo de flap elegido :single-slotted fowler flap con slat.

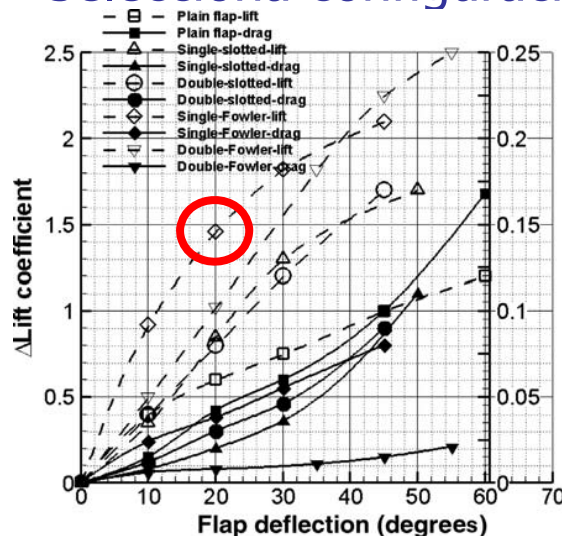
Sustentación máxima en configuración limpia  $C_{LMAX} = 0,74$

Resistencia parasitaria en configuración limpia  $C_{D0CLEAN} = C_{Dpmin} = 0.019$

Para la configuración de despegue (sucio)se desea un  $C_{LMAX} = 2,2$

Selecciona configuración de  $\delta_e = 20^\circ$  de deflexión para producir un  $C_L = 2,2$

## CONFIGURACION DESPEGUE



$\delta_e = 20^\circ$  produce un  $\Delta C_L = 1,46$  y  $\Delta C_{D_{flap2D}} = 0,045$

$$\Delta C_{Di_{flap}} = 0.025 \times (8/AR)^{0.3} \times [(2b)/(3b_f)]^{0.5} \times (\Delta C_L)^2$$

$$\Delta C_{Di_{flap}} = 0.025 \times (8/7.5)^{0.3} \times [(2/3)/(3/2)]^{0.5} \times (1.46)^2$$

$$= 0.025 \times 1.02 \times 2.13 = 0.054$$

# Cálculo $C_{L_{MAX}}$ con HLD ejemplo

Ejemplo

Cálculo

$$\Delta C_{D_{int\_flap}} = k \times C_{D_{flap\_2D}} \Rightarrow \Delta C_{D_{int\_flap}} = 0.25 \times 0.045 = 0.01125;$$



$$C_{D_{flap\_A0}} = \Delta C_{D_{flap\_2D}} + \Delta C_{D_{i\_flap}} + \Delta C_{D_{int\_flap}}$$

$$C_{D_{flap\_A0}} = 0.045 + 0.054 + 0.01125 = 0.11,$$

Estimación resistencia por Slats  $\Rightarrow$  4-5% incremento sobre la resistencia

$$C_{D_{flap\_A0}} = 0.045 + 0.054 + 0.01125 = 0.11, \Rightarrow \text{with slat on } C_{D_{highlift}} = 0.112$$

La resistencia del ala

$$C_{D_{flap\_A1\mu}} = C_{D_{flap\_A0}} \times \cos \Lambda_{1\mu}$$



$$C_{D_{flap\_A1\mu}} = C_{D_{flap\_A0}} \times \cos \Lambda_0 = 0.112 \times \cos 20 = 0.105$$

# Cálculo $C_{LMAX}$ con HLD ejemplo

resistencia inducida

$$C_{Di} = (C_L^2)/(\pi AR) = (2.2)^2/(3.14 \times 7.5) = 4.48/23.55 = 0.21$$

resistencia total

$$C_D = C_{Dpmin} + C_{D-flap-\Lambda_{1/4}} + C_{Di}$$



$$C_D = 0.019 + 0.105 + 0.21 = 0.334$$

## CONFIGURACION ATERRIZAJE

Sustentación máxima en configuración limpia  $C_{LMAX} = 0,74$

Para la configuración de aterrizaje (sucio) se desea un  $C_{LMAX} = 2,7$

$\delta_e = 45^\circ$  produce un  $\Delta C_L = 2,1$  y  $\Delta C_{D_{flap_{2D}}} = 0,08$

$$\begin{aligned} \Delta C_{Di_{flap}} &= 0.025 \times (8/AR)^{0.3} \times [(2b)/(3b_f)]^{0.5} \times (\Delta C_L)^2 \\ \Delta C_{Di_{flap}} &= 0.025 \times (8/7.5)^{0.3} \times [(2/3)/(3/2)]^{0.5} \times (2.1)^2 \\ &= 0.025 \times 1.02 \times 4.41 = 0.112 \end{aligned}$$

# Cálculo $C_{L_{MAX}}$ con HLD ejemplo

Ejemplo

Cálculo  $\Delta C_{D_{int\_flap}} = k \times C_{D_{flap\_2D}} \Rightarrow \Delta C_{D_{int\_flap}} = 0.3 \times 0.08 = 0.024$



$$C_{D_{flap\_A0}} = \Delta C_{D_{flap\_2D}} + \Delta C_{D_{i\_flap}} + \Delta C_{D_{int\_flap}}$$
$$C_{D_{p\_flap\_A0}} = 0.08 + 0.112 + 0.024 = 0.216$$

Estimación resistencia por Slats  $\Rightarrow$  4-5% incremento sobre la resistencia

$$C_{D_{p\_flap\_A0}} = 0.08 + 0.112 + 0.024 = 0.216 \Rightarrow \text{with slat on } C_{D_{p\_highlift}} = 0.218$$

La resistencia del ala

$$C_{D_{flap\_A1/4}} = C_{D_{flap\_A0}} \times \cos \Lambda_{1/4}$$



$$C_{D_{flap\_A1/4}} = C_{D_{flap\_A0}} \times \cos \Lambda_0 = 0.218 \times \cos 20 = 0.201 \times 0.94 = 0.205$$



# Cálculo $C_{LMAX}$ con HLD ejemplo

resistencia inducida

$$C_{Di} = (C_L^2)/(\pi AR) = (2.7)^2/(3.14 \times 7.5) = 7.29/23.55 = 0.31$$

resistencia total

$$C_D = C_{Dpmin} + C_{D-flap-\Lambda_{1/4}} + C_{Di}$$



$$C_D = 0.019 + 0.205 + 0.31 = 0.534$$



# Bibliografía

---

- Raymer D.P. "Aircraft Design: A Conceptual Approach".
- Torenbeek, E. (1982), "Torenbeek, E. (1982), "Synthesis of Subsonic Airplane Design".
- Kundu, Ajoy Kumar, "Aircraft Design", CAMBRIDGE University Press, (2010)