

**Università degli Studi di Napoli Federico II  
Accademia Aeronautica**

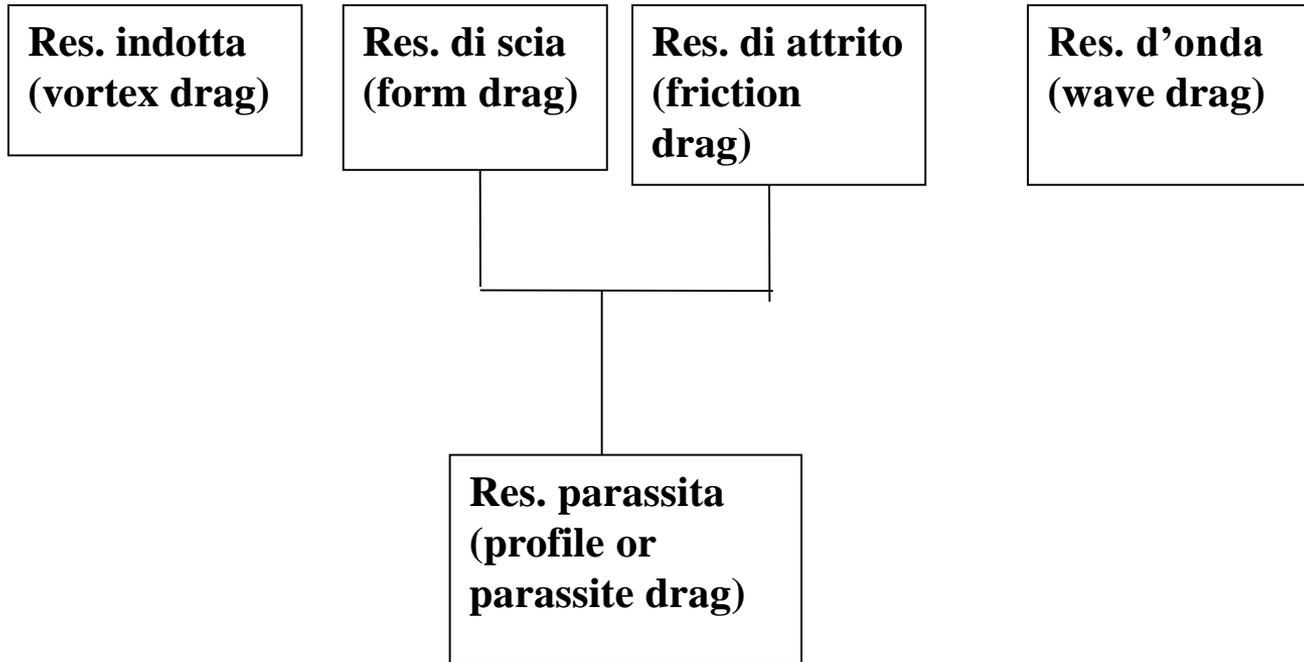
**Laurea in  
Gestione dei Sistemi Aerospaziali per la Difesa  
(GESAD)**

**Corso di  
MECCANICA DEL VOLO**

***La polare di resistenza del velivolo***

**Prof. A. De Marco**

# LA POLARE DEL VELIVOLO

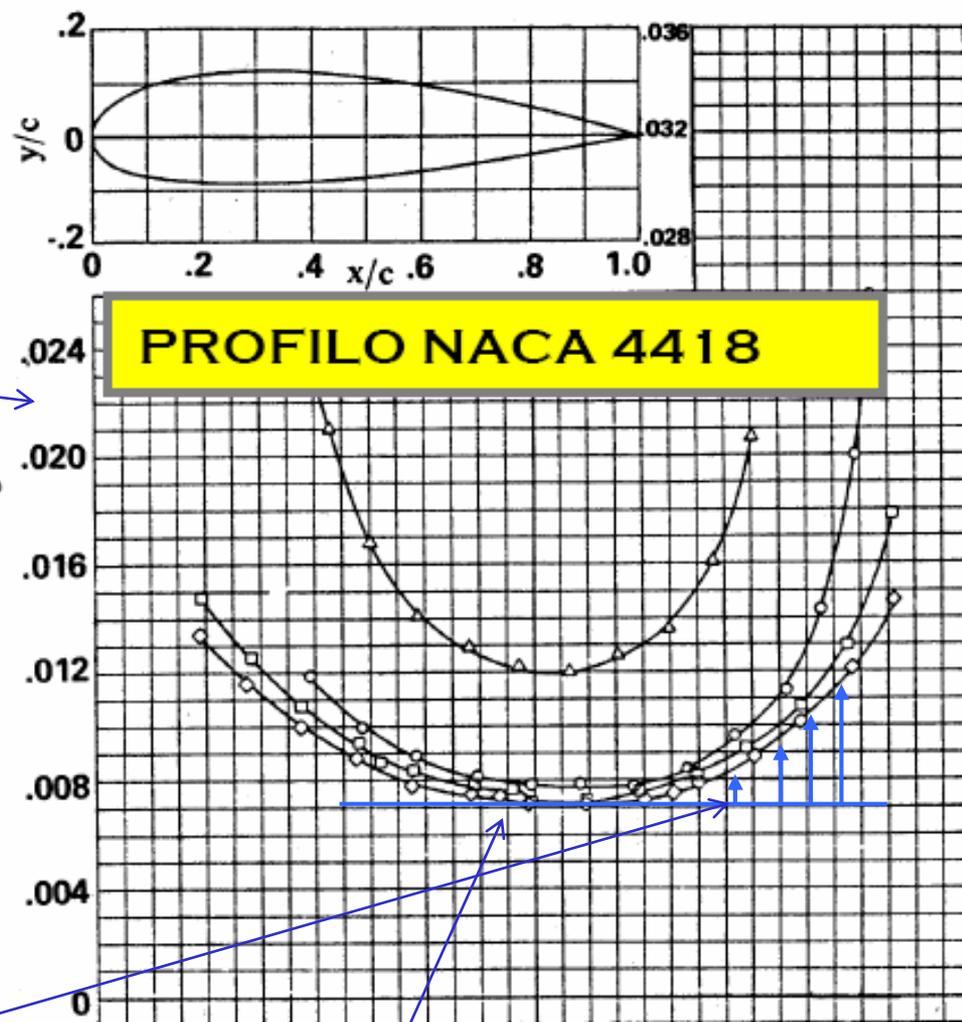


## Varie forme di resistenza

# LA POLARE DEL VELIVOLO

$$\underline{ALA} \quad CD_w = CDp_w + CDi_w$$

La res. Parassita dell'ala è ricavabile da quella del profilo. Infatti sarebbe l'integrale lungo l'apertura del valore di profilo, e quindi, se costante lungo l'apertura alare, il valore stesso. Qui di fianco l'esempio del profilo NACA 4418. La resistenza parassita la possiamo scomporre in una parte a  $CL=0$  ed una variazione (scia) dipendente dal  $CL$  (vedi figura). Il  $CD$  variabile con il  $CL$  sarà quindi la somma della resistenza dell'ala dovuta ai vortici (**vortex drag**) e della variazione di resistenza parassita, approssimabile con andamento anch'esso parabolico.



$CD_{0_w}$  È dell'ordine di 0.0050-0.0080 (in figura circa 0.0070)

$$CD_w = CD_{0_w} + K_{v_w} CL^2 + \frac{CL^2}{\pi AR} (1 + \delta)$$

Il valore di  $K_{v_w}$  dipende dal tipo di profilo (spessore %, curvatura, tipo) ma si aggira tra 0.004 e 0.007.

# LA POLARE DEL VELIVOLO

## FUSOLIERA

$$CD_f = CD_{of} + K_{V_f} CL^2$$

Con  $K_{V_f}$  ricavabile dalla formula:

$$K_{V_f} = 0.004 \frac{S_{plf}}{S} \quad \text{Dove } S_{plf} \text{ è la superficie in pianta della fusoliera}$$

Attenzione il  $CD_{of}$  potrebbe essere ad esempio riferito rispetto alla superficie di riferimento della fusoliera (es. area frontale). Per renderlo sempre sommabile a quello precedente (ala) lo dovrò moltiplicare per  $S_{ref}/S$ . Quello riportato nell'equazione si intende già riferito alla superficie alare  $S$ .

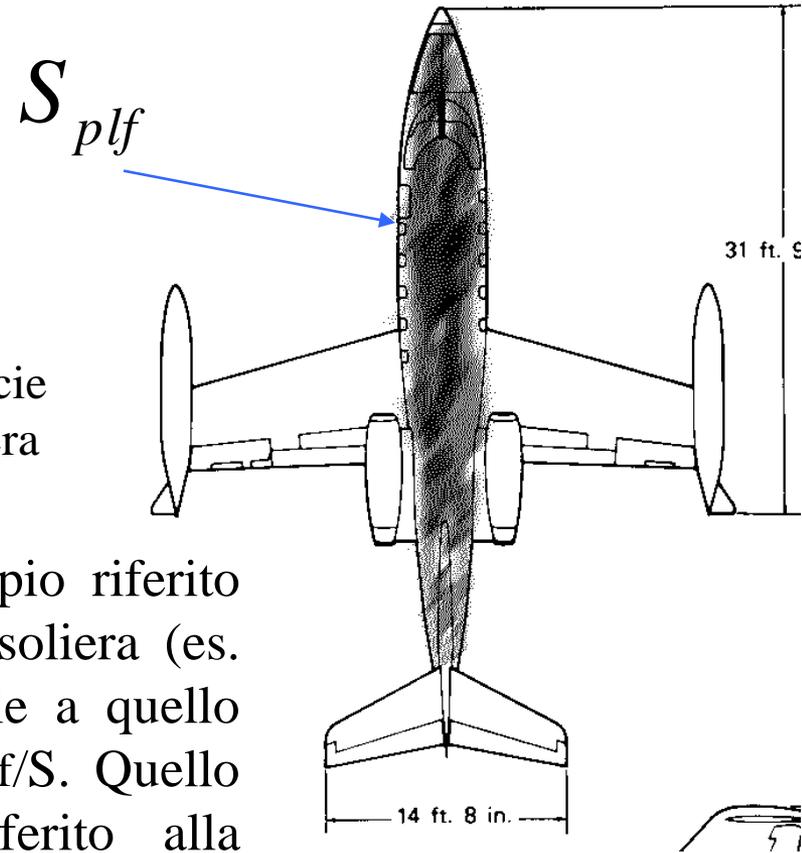
## GONDOLE MOTORI

$$CD_N = CD_{ON} + K_{VN} * CL^2$$

Per le gondole è tutto molto simile alla fusoliera.

Possono essere considerato come due “piccole fusoliere” .

Anche qui vale quanto detto sul  $CD_{of}$  per il  $CD_{ON}$



# LA POLARE DEL VELIVOLO PIANI CODA

$$C_{Dv} = C_{Dov} \quad (\text{Piano Verticale})$$

Assumiamo trascurabile la variazione di resistenza parassita per il piano verticale. Anche qui il  $C_{Do}$  del piano verticale è da intendersi riferito alla superficie alare.

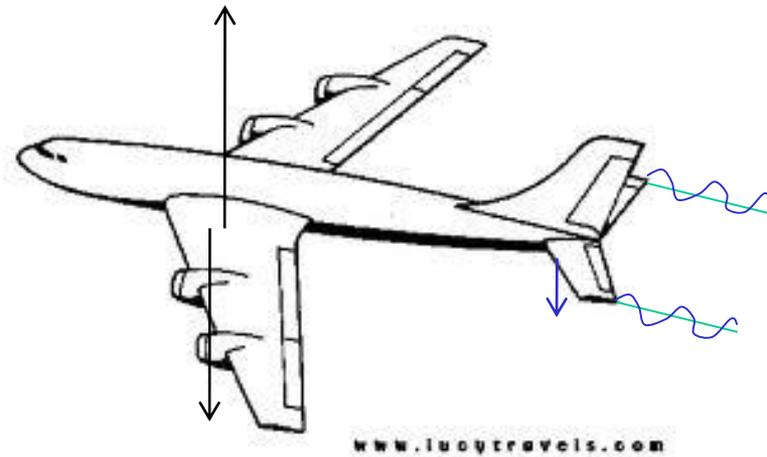
$$C_{DH} = C_{DOH} \quad (\text{Piano Orizzontale})$$

$$C_{DOH} = \overline{C_{DOH}} \frac{S_H}{S}$$

Teniamo presente che, se il coefficiente di resistenza parassita del piano è riferito alla propria superficie (indichiamolo con il sovrasegnato) va riferito rispetto alla sup. alare per ottenere quello “sommabile” agli altri)

Assumiamo trascurabile la variazione di resistenza parassita ed anche quella indotta (dovuta ai vortici) del piano orizzontale. Il piano di coda deve produrre la portanza o la deportanza necessaria ad equilibrare il velivolo e quindi anch'esso produce resistenza dovuta ai vortici detta “trim drag”. Poiché però ha un braccio significativo, la sua portanza è piccola e quindi incide poco. Teoricamente avrei un ulteriore piccolo contributo variabile con il  $CL$  in modo quadratico:

$$C_{DH} = C_{DOH} + K_{VH} CL^2$$



# LA POLARE DEL VELIVOLO

## CONTRIBUTI AGGIUNTIVI AL $CD_0$      $CD_{agg} = CD_{0agg}$

In tale contributo va tenuto conto delle fonti di resistenza dovute a:

- Antenne, escrescenze in generale (maniglie e altro)
- Escrescenza superficiale (rugosità) dovuta a rivettature e chiodature
- Resistenza aerodinamica dovuta al trafileamento d'aria attraverso le piccole fessure presenti ad esempio tra le superfici mobili
- Resistenza dovuta all'aria convogliata per raffreddamento del motore (per i motori a pistoni)
- Resistenza dovuta alla interferenza tra i vari componenti

**Ovviamente è una resistenza che non varia con la portanza**

## $CD_0$ VELIVOLO COMPLETO

Ovviamente si devono sommare tutti i vari  $CD_0$  dei vari componenti del velivolo, cioè tutti i valori di coefficiente di resistenza non dipendenti dalla portanza, cioè dal CL. Vale quanto detto prima per il  $CD_0$  di fusoliera, e cioè che se un dato CD (ad esempio del piano orizzontale) è riferito alla propria superficie, andrà moltiplicato per  $(S_H/S)$  per “riferirlo” alla superficie generale di riferimento del CD, che è la superficie alare S.

Ad esempio il  $CD_0$  del piano di coda riferito alla propria superficie potrebbe essere molto simile a quello dell'ala (vicino a quello di profilo, ad esempio =0.006, vedi capitolo 3). Se lo dobbiamo sommare ai vari  $CD_0$  ognuno va riferito alla superficie alare, cioè

$$CD_{0f} = \overline{CD_{0f}} \frac{S_f}{S} \quad CD_{0V} = \overline{CD_{0V}} \frac{S_V}{S} \quad CD_{0H} = \overline{CD_{0H}} \frac{S_H}{S}$$

# LA POLARE DEL VELIVOLO

## Velivolo Completo    **Coeff. di resistenza non dipendente dalla portanza**

$$CDo_{TOT} = CDo_W + CDo_f + CDo_N + CDo_V + CDo_H + CDo_{agg}$$

Tale fonte di resistenza rappresenta per un buon 80% la resistenza di attrito sui vari componenti del velivolo. E' evidente che ci sarà anche un piccolo contributo di resistenza di pressione (scia), oltre che sui vari componenti, soprattutto sulle antenne ed escrescenze varie. Vale quanto detto prima riguardo ai valori sommabili. Dobbiamo tenere presente che quello che si può certamente sommare è la resistenza dei vari componenti, ma per sommare i coefficienti di resistenza (ad esempio i vari CDo) devo necessariamente riferire i vari coefficienti alla stessa superficie di riferimento.

In tale ottica si vedrà (esempi tabelle pagine successive) che il contributo dell'ala è dell'ordine di 0.0060, mentre quello del piano orizzontale sarà circa 0.0010-0.0015 (circa il 20-25% di quello dell'ala, proprio considerando che la sua superficie tipicamente è circa tra 1/4 ed 1/5 della superficie alare.

Il CDo totale ovviamente è adimensionale. I velivoli da trasporto a getto sono solitamente caratterizzati da valori del CDo pari a circa 0.016-0.020. I velivoli leggeri, invece hanno CDo dell'ordine di 0.027-0.033.

Solitamente il coefficiente di resistenza parassita (CDo) viene espressa in *counts*.

Un **drag count** è pari a = 0.0001. Quindi si può dire che se il CDo di un velivolo è =0.0180, lo stesso CDo si può esprimere dicendo che esso è pari a 180 *drag counts*. Il *count* in definitiva è l'unità del coefficiente di resistenza.

# LA POLARE DEL VELIVOLO



Coeff. di resistenza dovuto alla portanza

$$C_D = C_{D0_{TOT}} + \frac{C_L^2}{\pi AR} \left[ (1 + \delta) + \underbrace{(K_{v_w} + K_{v_f} + K_{v_N} + K_{v_H} + \dots)}_{\text{Resistenza parassita dei vari componenti variabile con l'assetto (principalmente scia)}} \pi AR \right]$$

Vortex drag

Resistenza parassita dei vari componenti variabile con l'assetto (principalmente scia)

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad \leftarrow \text{Polare di resistenza parabolica}$$

$$\text{Con "e": } e = \frac{1}{1 + \delta + (K_{v_w} + K_{v_f} + K_{v_N} + \dots) \cdot \pi \cdot AR}$$

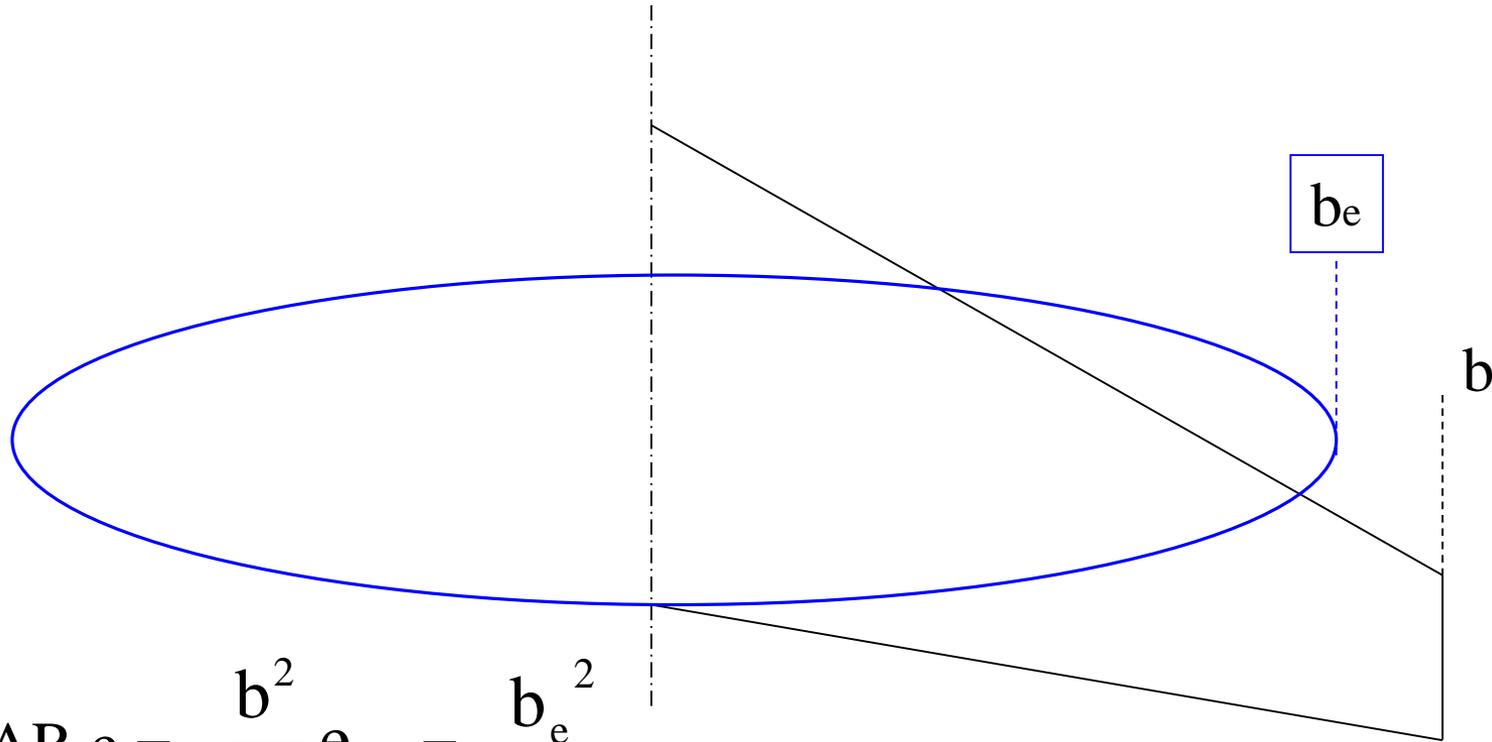
**Fattore di Oswald**, tipico 0.70-0.85 per velivoli da trasporto.

$$AR_e = AR \cdot e = \frac{b^2}{S} e = \frac{b_e^2}{S} \quad \underline{\text{Allungamento alare effettivo o efficace}}$$

Avendo definito con  $b_e = b \sqrt{e}$  l'apertura alare efficace.

# LA POLARE DEL VELIVOLO

E' come se l'ala ai fini della resistenza dovuta alla portanza (lift-dependent drag) avesse un'apertura minore. Tale resistenza è infatti uguale alla sola resistenza indotta (vortex drag) di un'ala ellittica di minore AR.



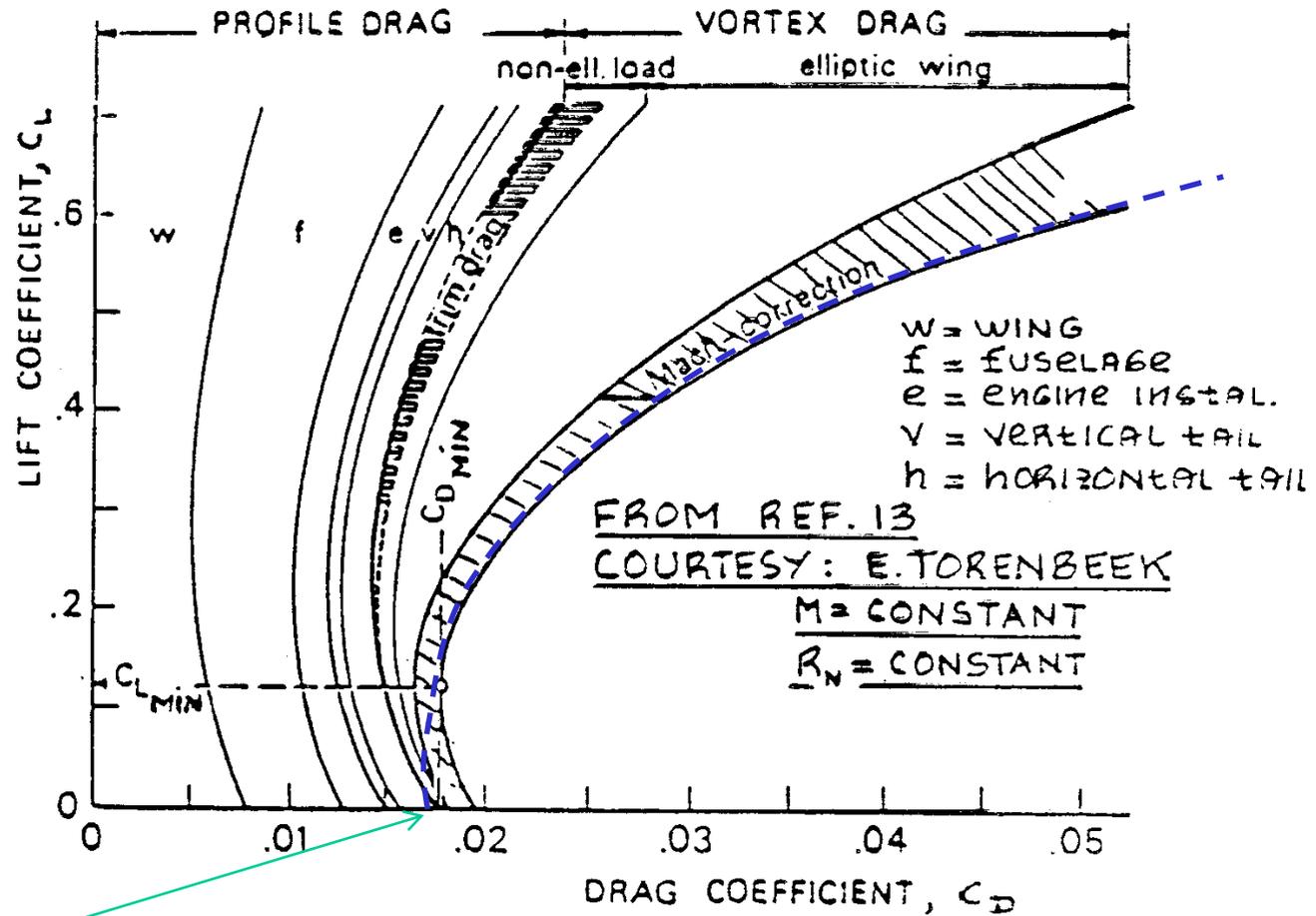
$$AR_e = AR e = \frac{b^2}{S} e = \frac{b_e^2}{S}$$

Avendo definito con  $b_e = b \sqrt{e}$  l'apertura alare efficace.

# LA POLARE DEL VELIVOLO

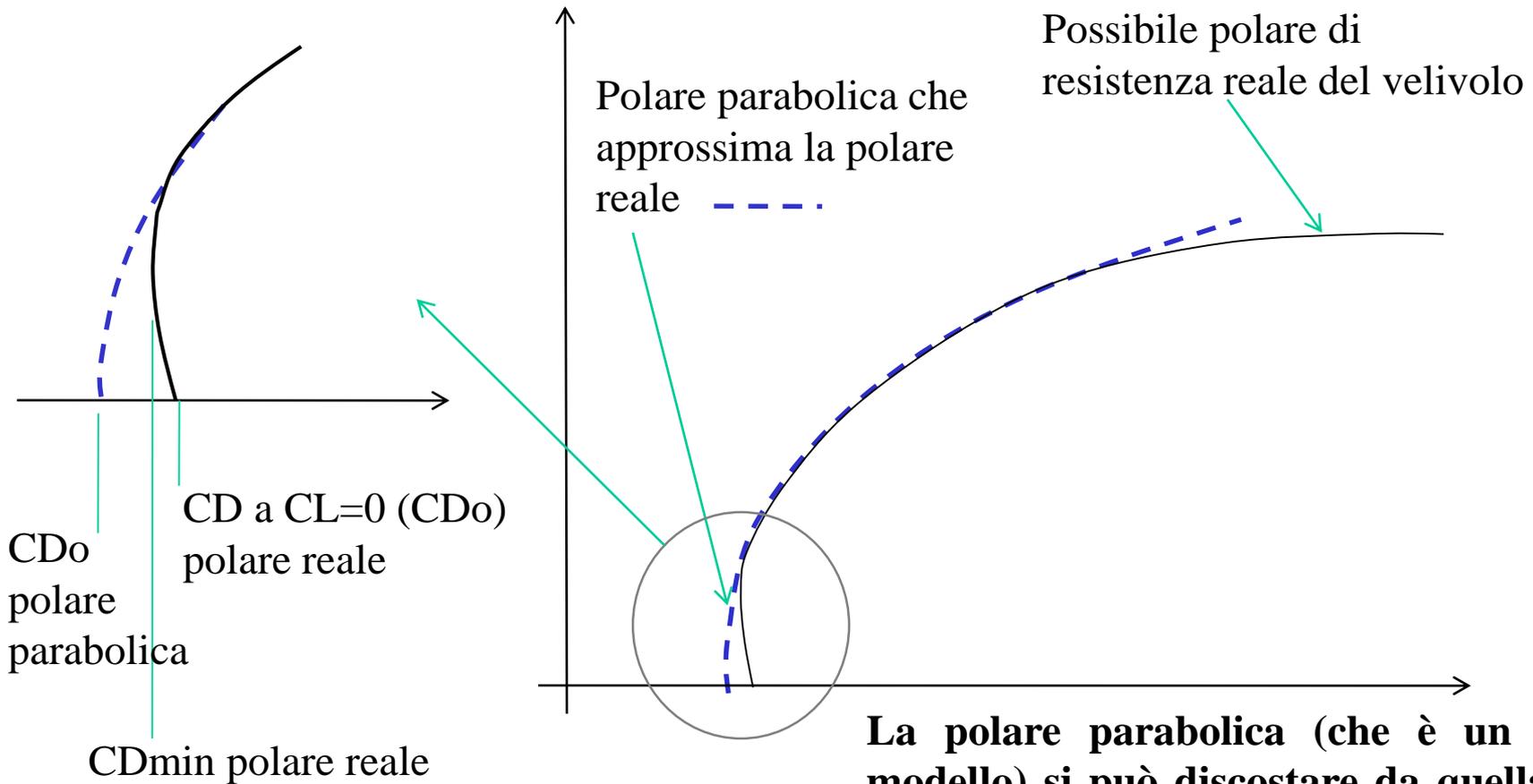
## Breakdown della resistenza

Polare parabolica che approssima la polare reale - - - -



Si vede che ad esempio per questo velivolo (da trasporto a getto) il  $C_{D0}$  (della polare parabolica) è all'incirca pari a 0.0170, cioè 170 *drag count*. Si vede come il contributo dell'ala è circa 50 d.c., quello della fusoliera altri 50 circa e tra motore(nacelle) e piani di coda altri 50-60. Altri 15 circa derivano dalla resistenza d'onda (Mach correction).

# LA POLARE DEL VELIVOLO Polare Parabolica e Polare Reale



**La polare parabolica (che è un nostro modello) si può discostare da quella reale ai CL molto bassi (per effetto dell'asimmetria del profilo alare) e agli assetti molto alti (prossimi allo stallo aerodinamico) per la variazione della resistenza dis cia non più approssimabile con andamento parabolico (il  $K_{Vw}$ )**

Si deve notare come il  $CD_0$  per l'approssimazione parabolica della resistenza è il  $CD$  a  $CL=0$ , ma anche il  $CD$  minimo. Si vede come tale valore potrebbe non coincidere né con il  $CD$  a  $CL=0$  della polare reale, né con il  $C_{dmin}$  ( $CD$  minimo) della stessa.

## Resistenza parassita - breakdown

**Table 4.5** Parasite Drag Breakdown for Gates Learjet Model 25 (from Ref. 4.10)

Item	$C_d$ (based on Wing Planform Area)	Percent of Total
Wing	0.0053	23.45
Fuselage	0.0063	27.88
Tip tanks	0.0021	9.29
Tip tank fins	0.0001	0.44
Nacelles	0.0012	5.31
Pylons	0.0003	1.33
Horizontal tail	0.0016	7.08
Vertical tail	0.0011	4.86
Interference	0.0031	13.72
Roughness and gap	0.0015	6.64
<b>Total</b>	<b>0.0226</b>	<b>100.00</b>

Si vede che ad esempio per questo velivolo (classe business jet) il  $C_{Do}$  (della polare parabolica) calcolato è pari a 0.02260, cioè 226 *drag count* . Si vede come il contributo dell'ala è 53 d.c. (il 23% del totale), quello della fusoliera altri 63 (28%), e quello "aggiuntivo" dovuto ad interferenze, roughness e gap circa 46(31+15).

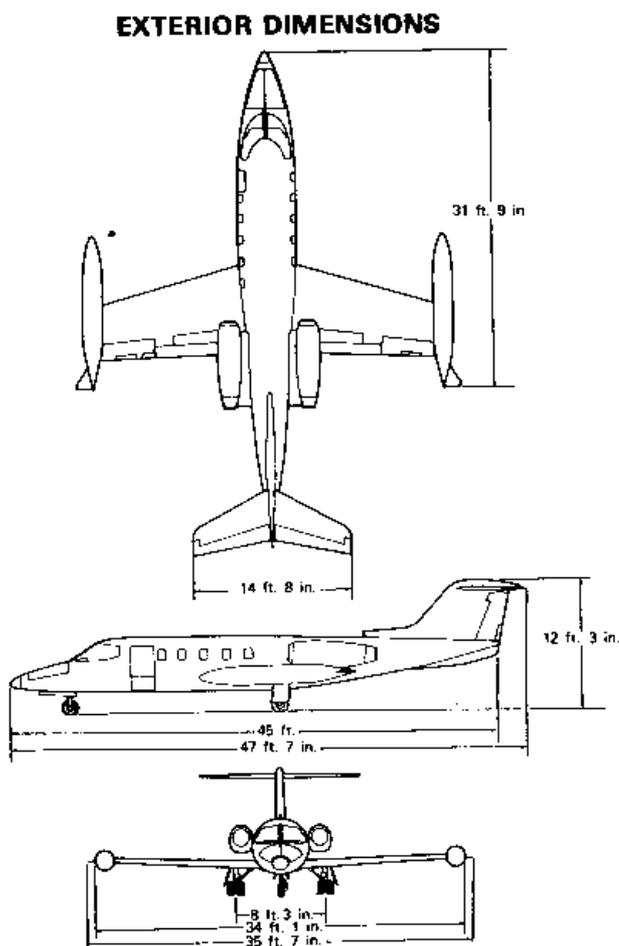
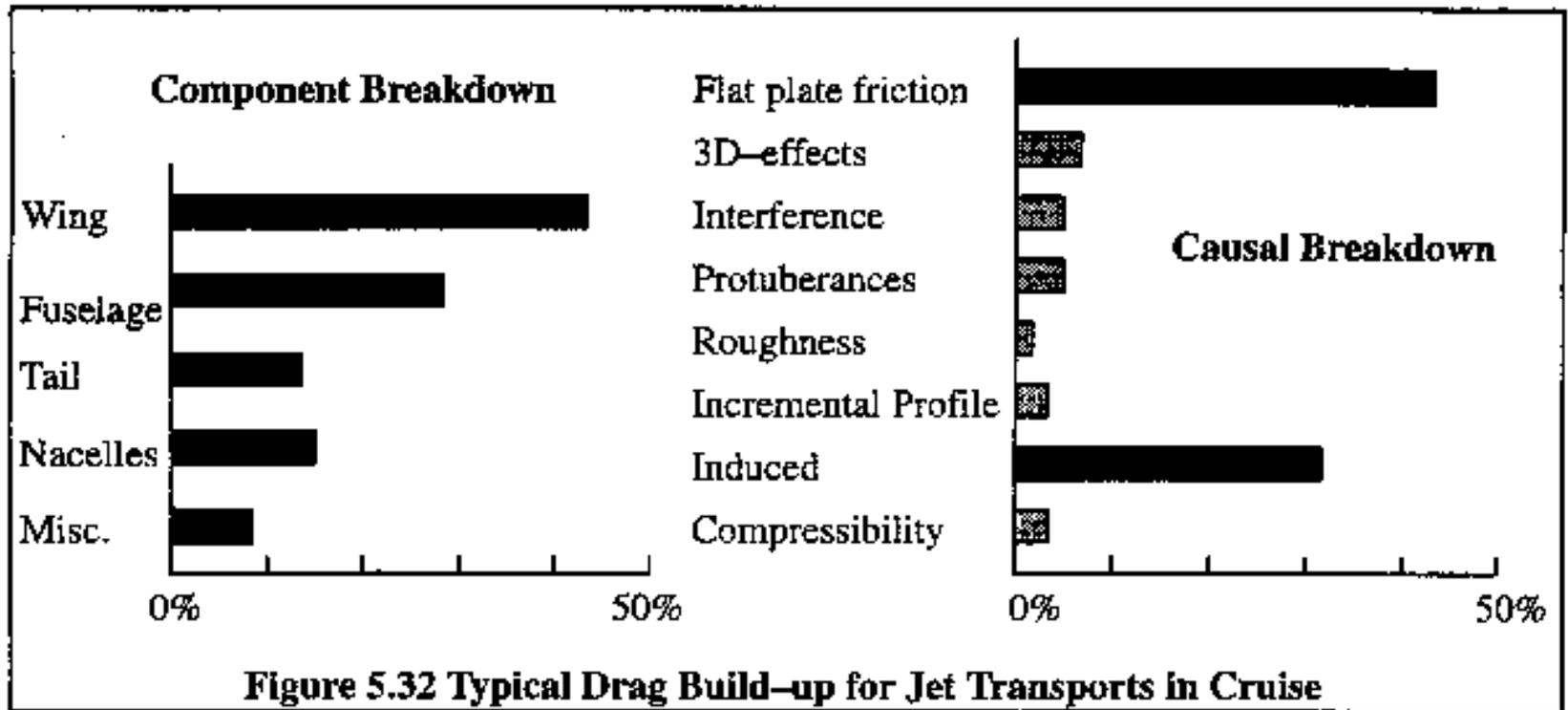


Figure 4.27 Gates Learjet Model 25. (Courtesy Gates Learjet Corp.)



# Breakdown causale

<b>Table 5.2 Cruise Drag Breakdown for the Learjet Model 25 (Ref. 5.8)</b>		
$M = 0.75$	$C_L = 0.336$	$C_D = 0.0338$
Source	$\Delta C_D$	% of Total
<b>Causal Drag Breakdown:</b>		
Profile drag (skin friction)	0.0180	53.25
Profile drag variation with lift	0.0007	2.07
Interference drag	0.0031	9.17
Roughness and gap drag	0.0015	4.44
Induced drag	0.0072	21.30
Compressibility drag	0.0028	8.28
Trim drag	0.0005	1.48
Total drag	0.0338	100.00
<b>Profile Drag Breakdown:</b>	$\Delta C_{D_{\text{profile friction}}} = 0.0180$	

# Resistenza parassita - Breakdown sui componenti

Source	$\Delta C_{D_{\text{profile friction}}}$	% of Total
Wing	0.0053	29.57
Fuselage	0.0063	34.95
Tip tanks	0.0021	11.83
Tip tank fins	0.0001	0.54
Nacelles	0.0012	6.45
Pylons	0.0003	1.61
Horizontal tail	0.0016	9.14
Vertical tail	0.0011	5.91
<b>Total profile drag (friction)</b>	<b>0.0180</b>	<b>100.00</b>

Courtesy: Bombardier Learjet



# ESEMPI DI POLARI

Figure 5.1 Drag Polars: Cessna 177

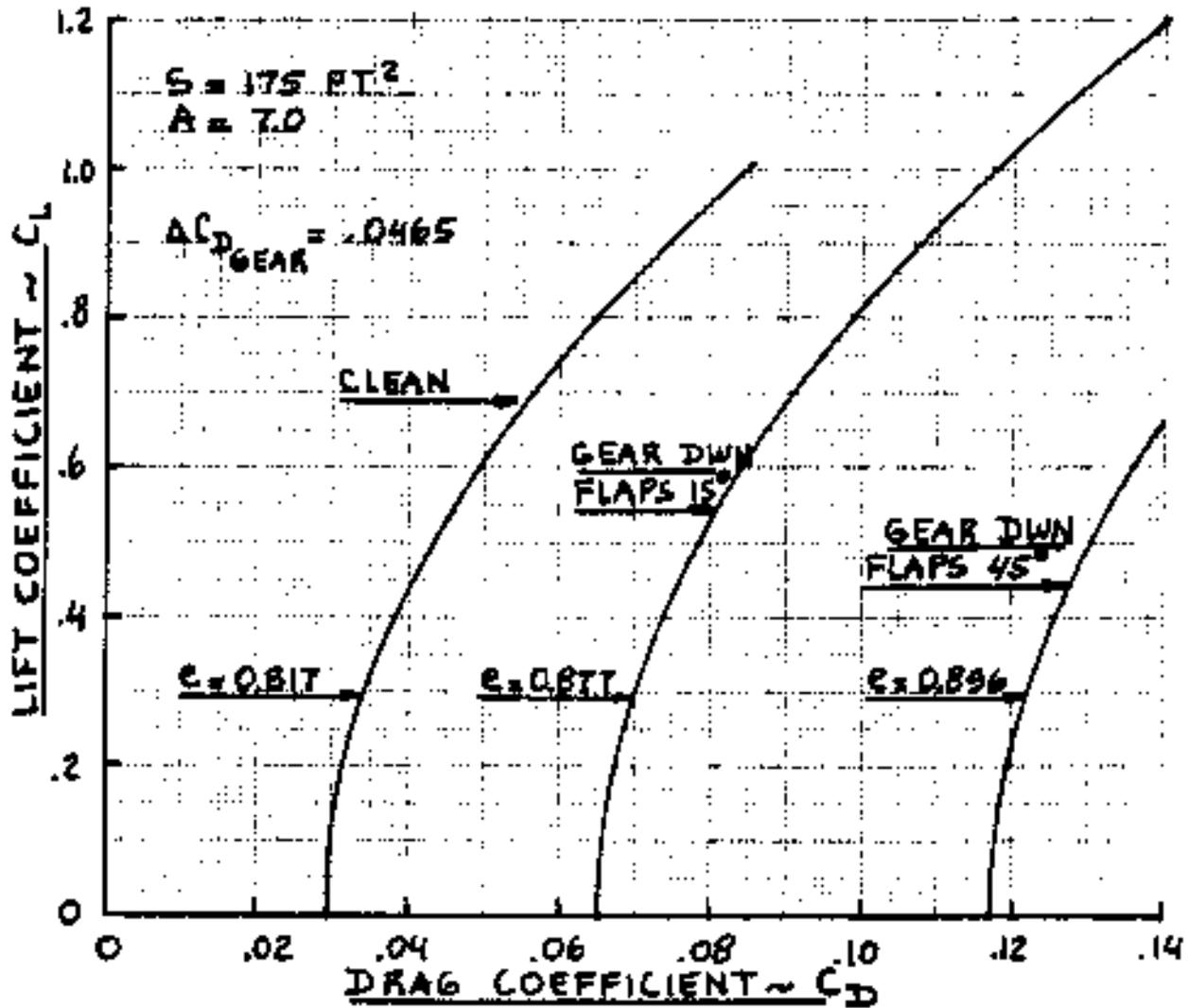
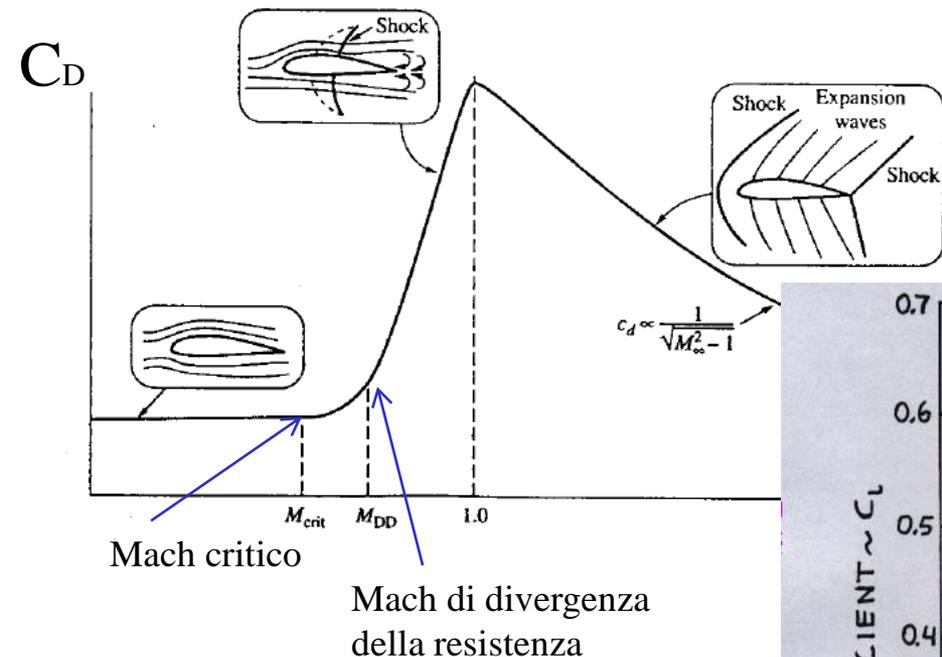


Figure 5.2 Drag Polars: Cessna 310

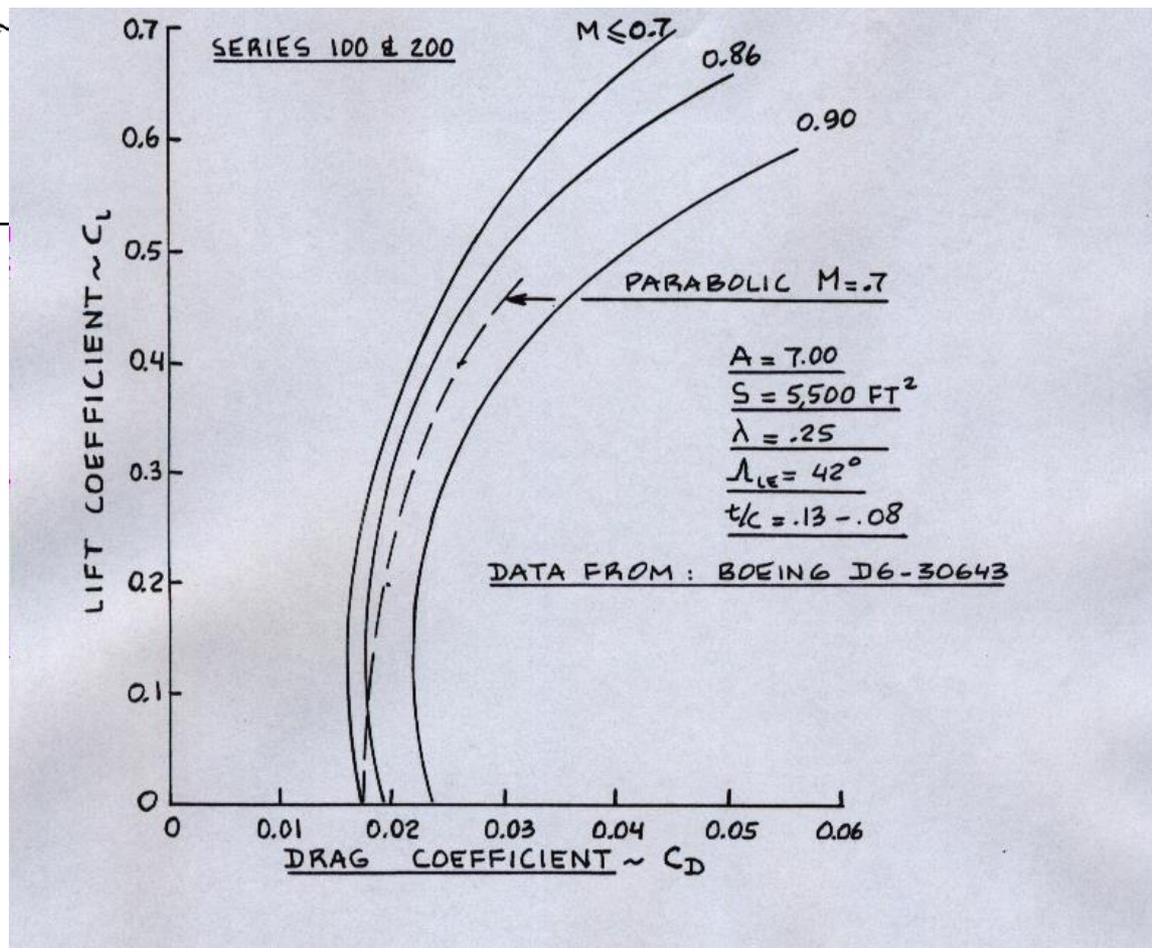
# ESEMPI DI POLARI

## Effetto della comprimibilità (Mach)

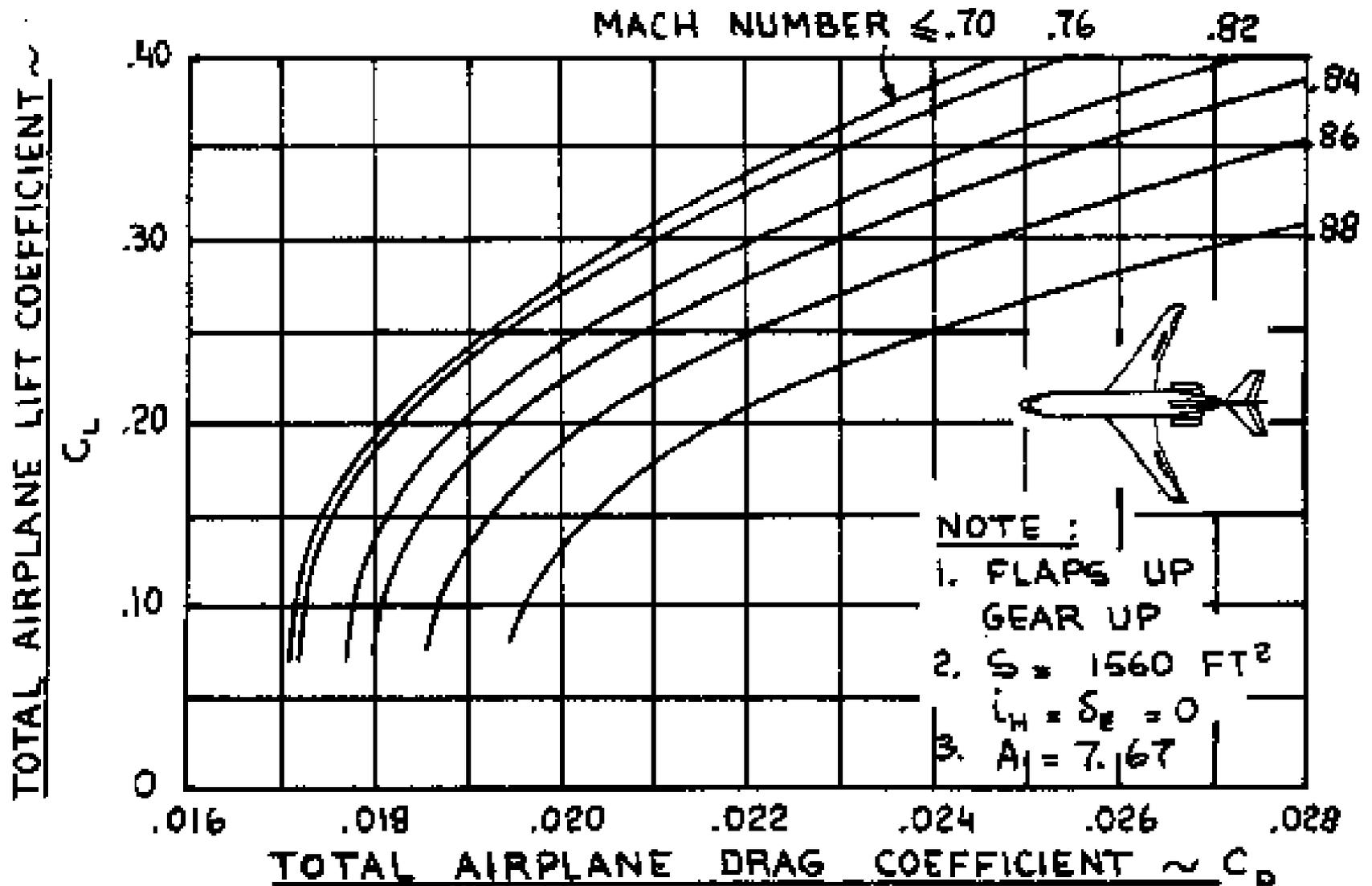
L'effetto del Mach, se maggiore del Mach critico, provoca un brusco incremento del  $C_D$  (resistenza d'onda)



La polare a Mach alti devia fortemente dalla polare parabolica (quella valida in campo incomprimibile, cioè Mach bassi)



# ESEMPI DI POLARI



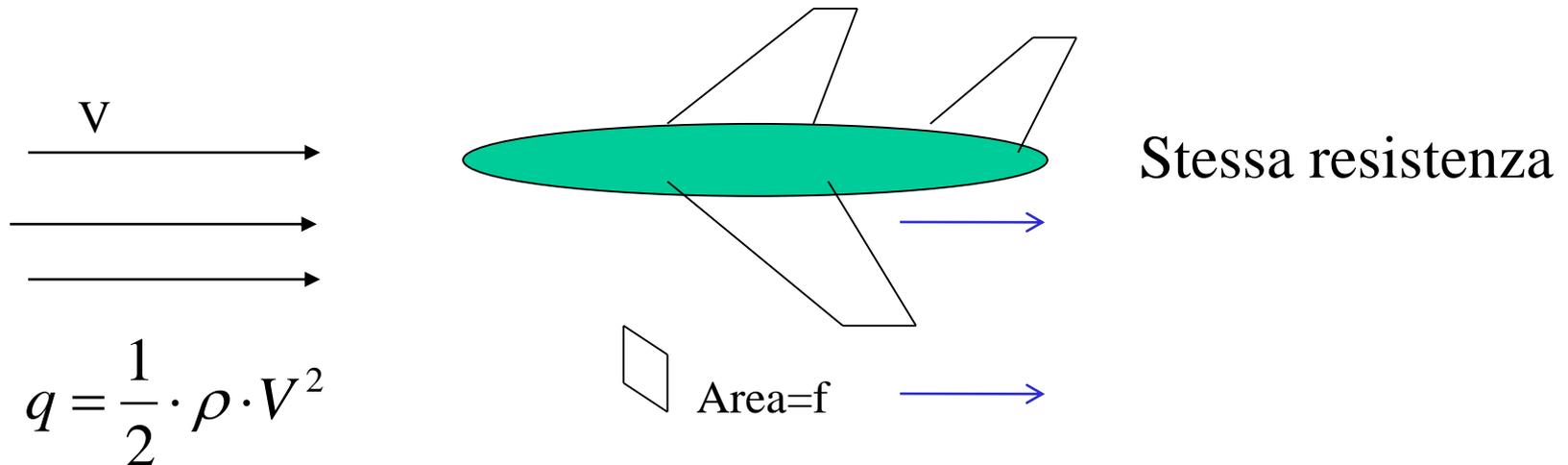
**Figure 3.12 Drag Polars: Boeing 727-100**

# Area Parassita Equivalente

$$f = C_D \cdot S \quad [\text{mq}]$$

Fisicamente rappresenta la effettiva resistenza del velivolo, infatti moltiplicata per la pressione dinamica fornisce la resistenza in [N] del velivolo. In particolare è proprio la resistenza per unità di pressione dinamica, quindi rappresenta la “capacità resistente” del velivolo.

E' approssimativamente pari alla dimensione di una lastra piana posta a 90° rispetto alla corrente che ha resistenza pari a quella del velivolo (infatti il CD teorico della lastra è =1, infatti si puo' vedere dalle precedenti slides che in effetti una lastra quadrata 3D ha un CD=1.20).



## Area parassita equivalente f

Esempi:

Velivolo tipo Cessna :  $S=20 \text{ mq}$   $C_{Do}=0.027$   $f=0.54 \text{ mq}$  (lato 0.73 m)

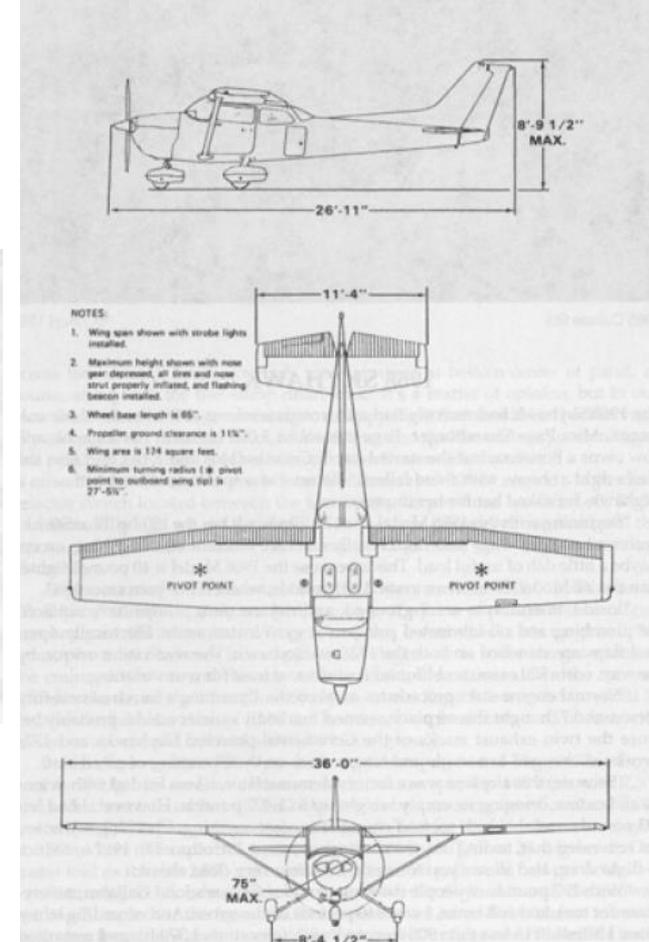
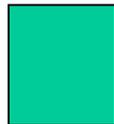
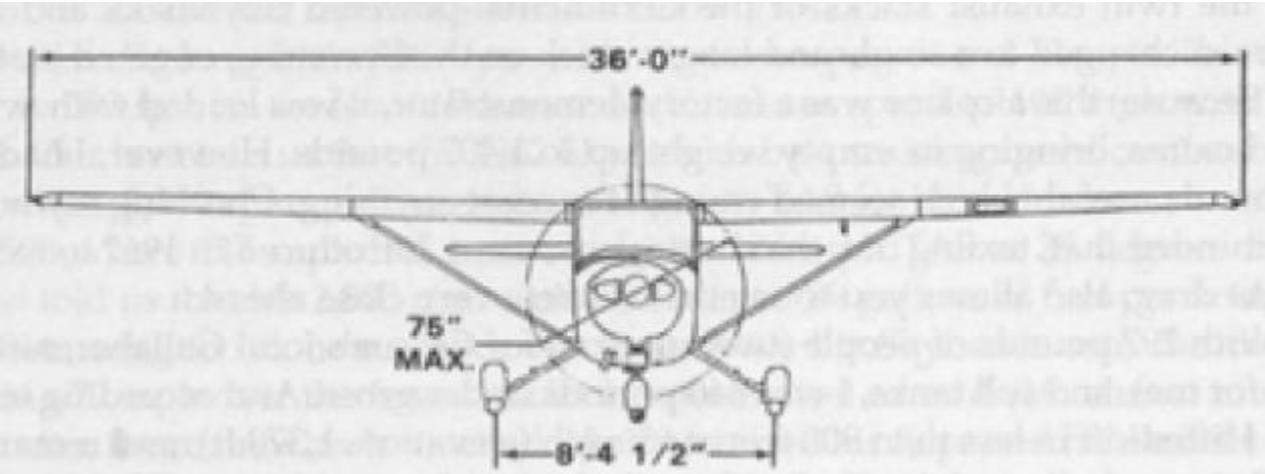
Velivolo tipo ATR :  $S=60 \text{ mq}$   $C_{Do}=0.025$   $f=1.50 \text{ mq}$  (lato 1.22 m)

Velivolo tipo B737 :  $S=100 \text{ mq}$   $C_{Do}=0.022$   $f=2.20 \text{ mq}$  (lato 1.48 m)

Velivolo tipo B747 :  $S=500 \text{ mq}$   $C_{Do}=0.018$   $f=9.00 \text{ mq}$  (lato 3.00 m)

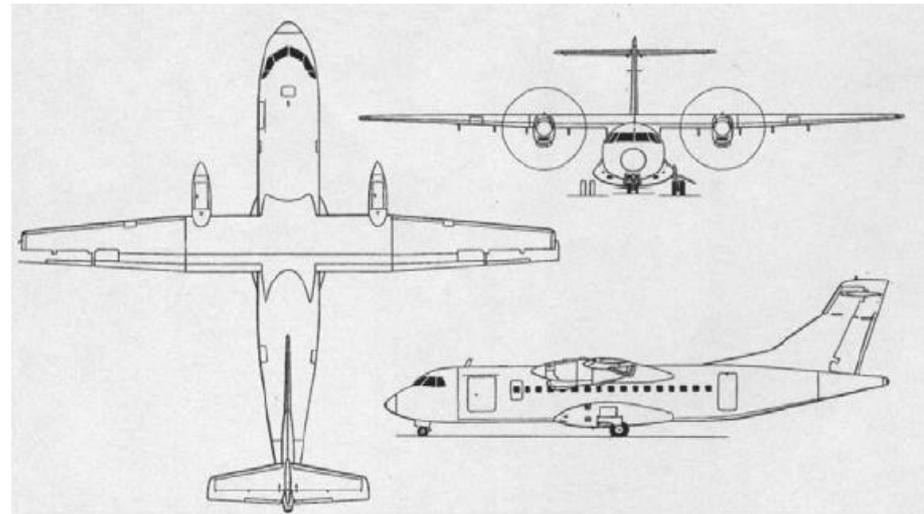
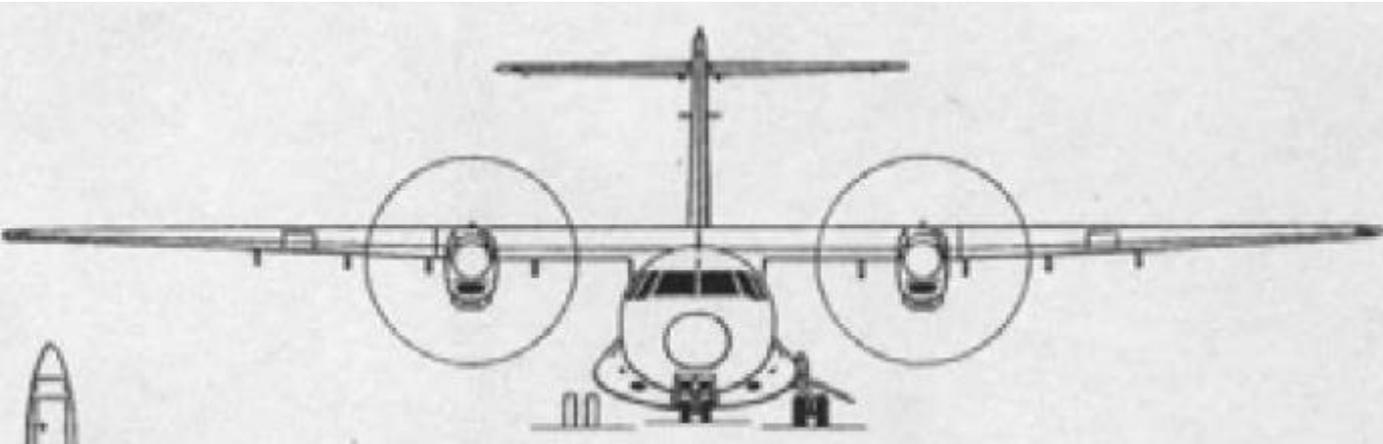
# Area parassita equivalente f

## Cessna SkyHawk



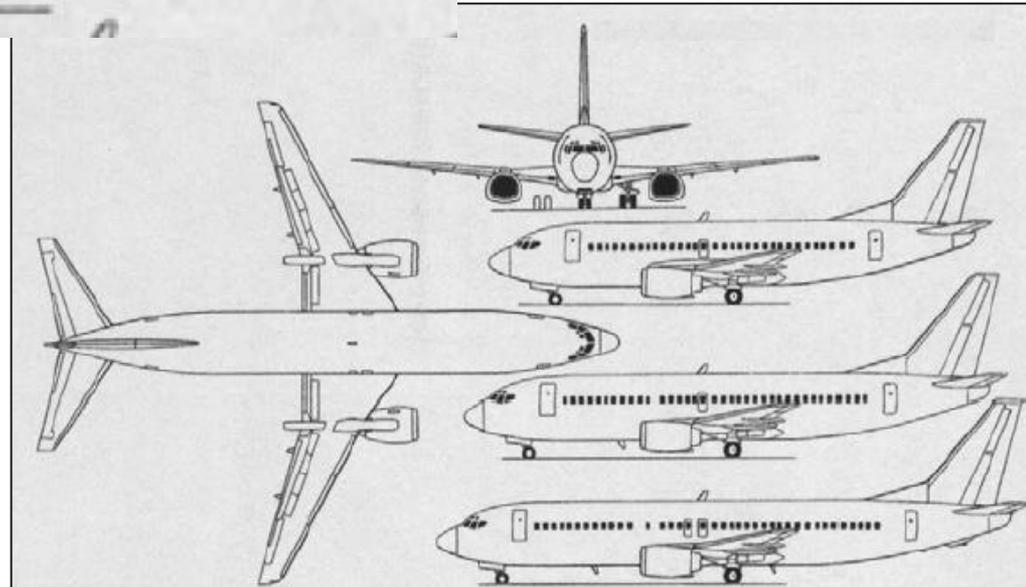
# Area parassita equivalente f

## ATR 42



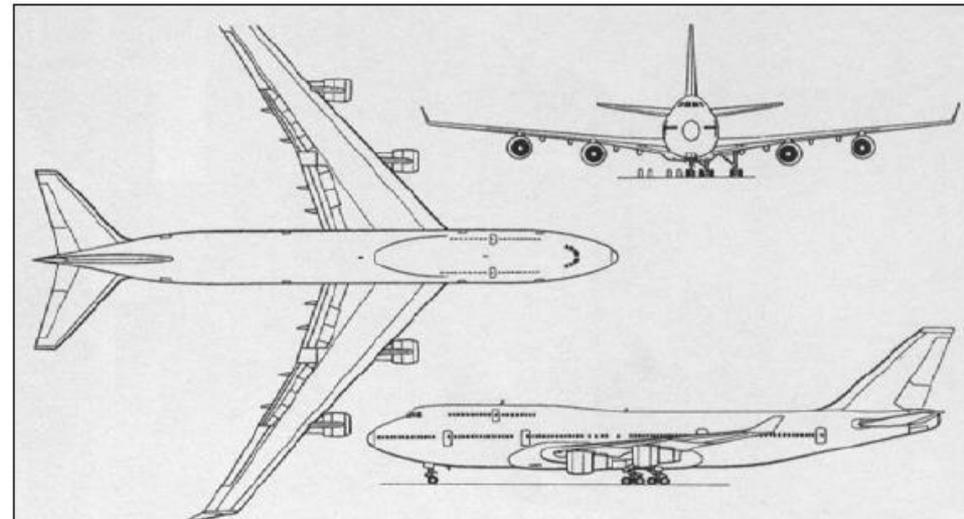
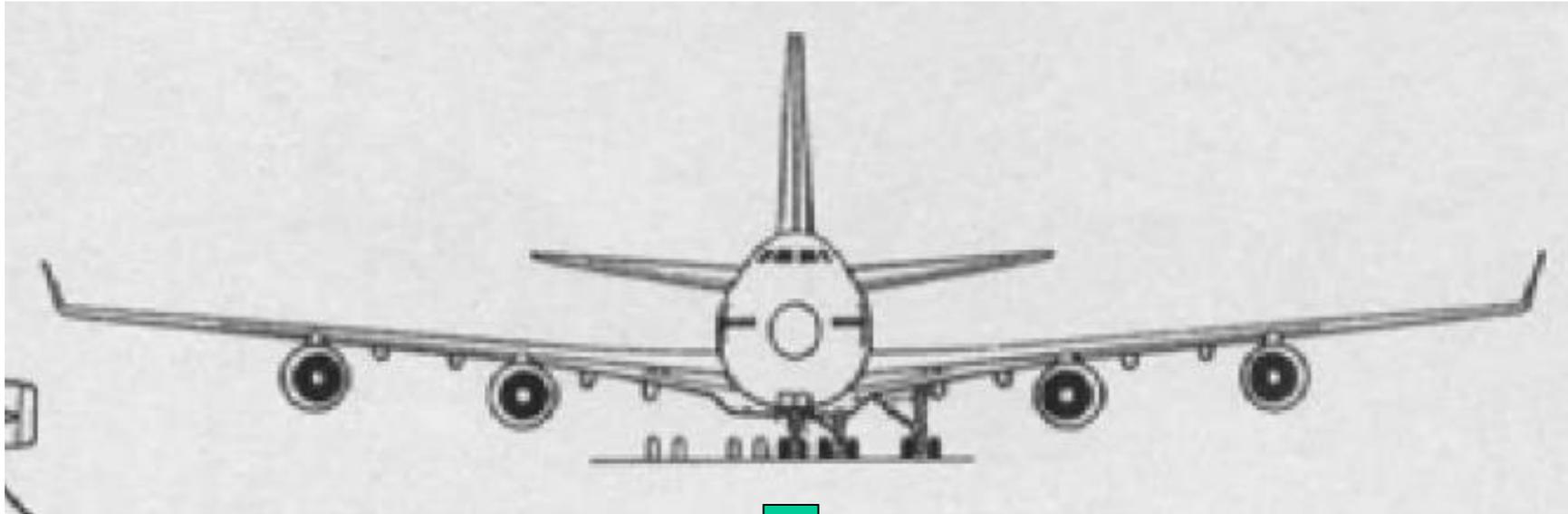
# Area parassita equivalente f

## Boeing 737 - 400



# Area parassita equivalente f

## Boeing 747 - 400



## Area parassita equivalente f

Si può stimare f (e quindi successivamente CDo , nota la S):

$$f = S_{wet} * C_{fe} \quad \text{e poi } \Rightarrow \quad CDo = f / S \quad \Rightarrow \quad CD_0 = C_{fe} \cdot \left( \frac{S_{wet}}{S} \right)$$

L'area parassita equivalente f è anche uguale al prodotto dell'area bagnata per il coefficiente di attrito equivalente, oltre che del CDo per la superficie di riferimento.

La resistenza parassita (bassi assetti) di un velivolo è principalmente resistenza di attrito, poiché la componente di pressione (scia) è piccola. Tipicamente parliamo di 90% attrito e circa 10% scia. Il **coefficiente di attrito equivalente** tiene conto delle sorgenti di resistenza diverse da quelle di attrito e dal fatto che per la distribuzione di pressione presente sul corpo (ala, fusoliera, etc) in ogni punto è presente un valore particolare del Cf. Il Cf di lastra piana (lastra piana turbolenta a 0°, vedi precedenti capitoli) , ricavabile in funzione del Reynolds (abaco di Moody) non è quindi utilizzabile (la distribuzione di pressione sul velivolo non coincide con quella di lastra piana) e fornirebbe un valore notevolmente approssimato per difetto.

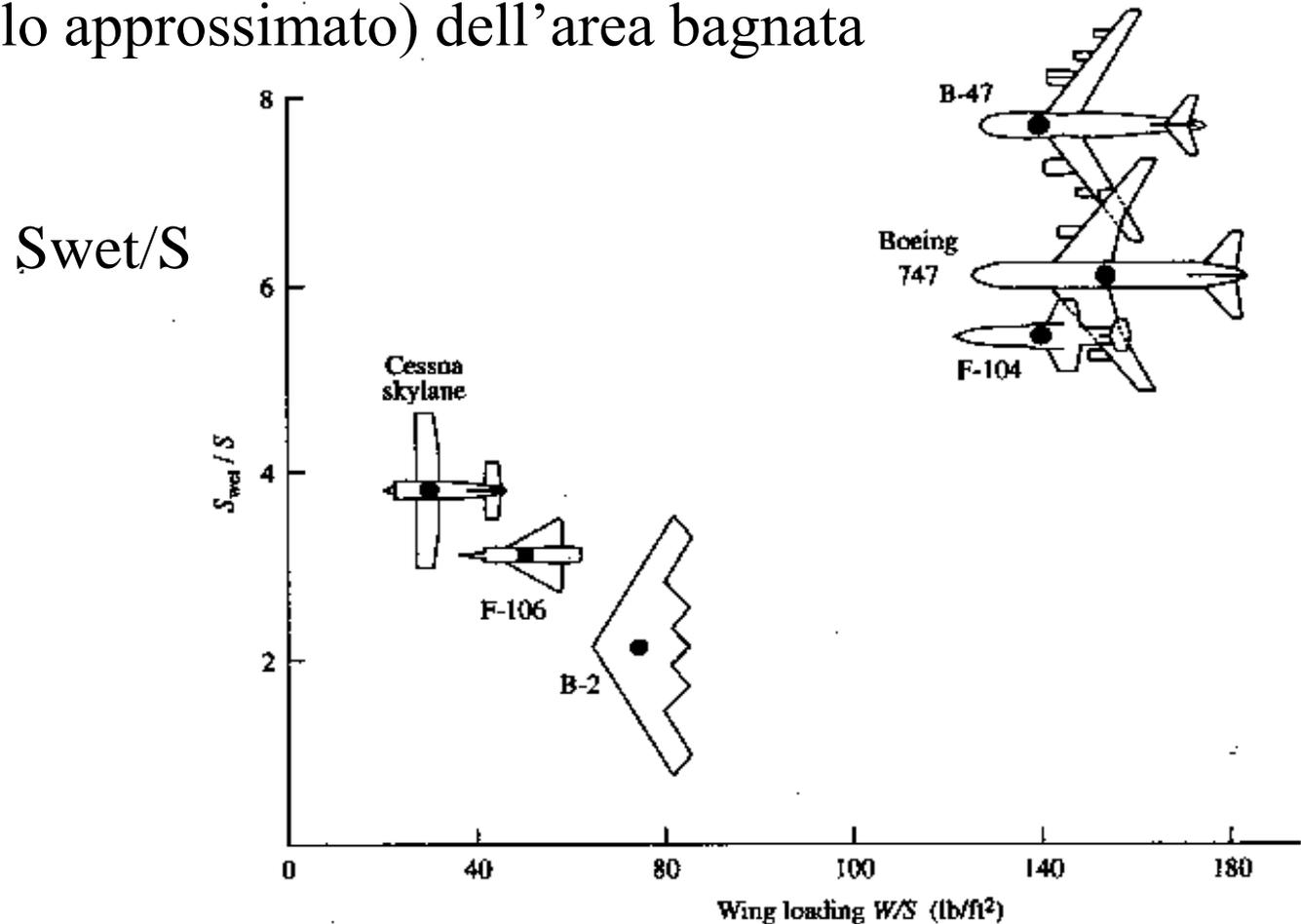
Il Cfe (Cf equivalente) è in effetti collegato al Cf, ma opportunamente amplificato per tener conto delle resistenze di pressione aggiuntive e del fatto che la distribuzione di velocità (e di pressione) sulla superficie bagnata del velivolo non è quella tipica di lastra piana.

**Si vede anche che il CDo è anche ottenibile quindi moltiplicando il coeff. Attrito equivalente per il rapporto Swet/S.**

# STIMA statistica del CDo di un velivolo

## PART 1 • Preliminary Considerations

Stima (o calcolo approssimato) dell'area bagnata del velivolo



**Figure 2.54** Ratio of wetted surface area to reference area for a number of different airplane configurations.

# STIMA statistica del CDo di un velivolo

Stima (o calcolo approssimato) dell'area bagnata del velivolo

$Swet/S$

Si vede come il rapporto tra area bagnata del velivolo e superficie di riferimento (la sup. alare  $S$ ) varia tra 2 (per velivoli tutt'ala) e 6-8 per configurazioni di velivoli da trasporto a getto plurimotori.

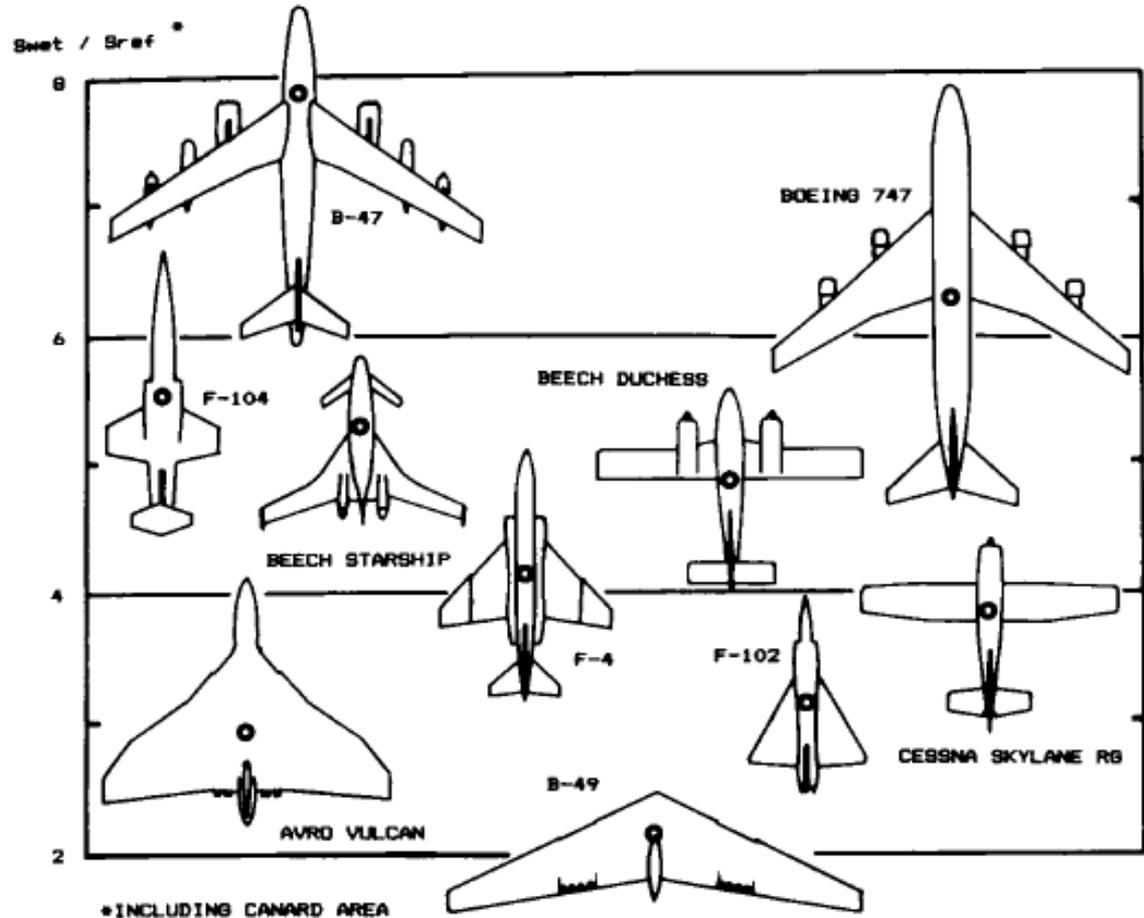


Fig. 3.5 Wetted area ratios.

# STIMA statistica del CDO di un velivolo

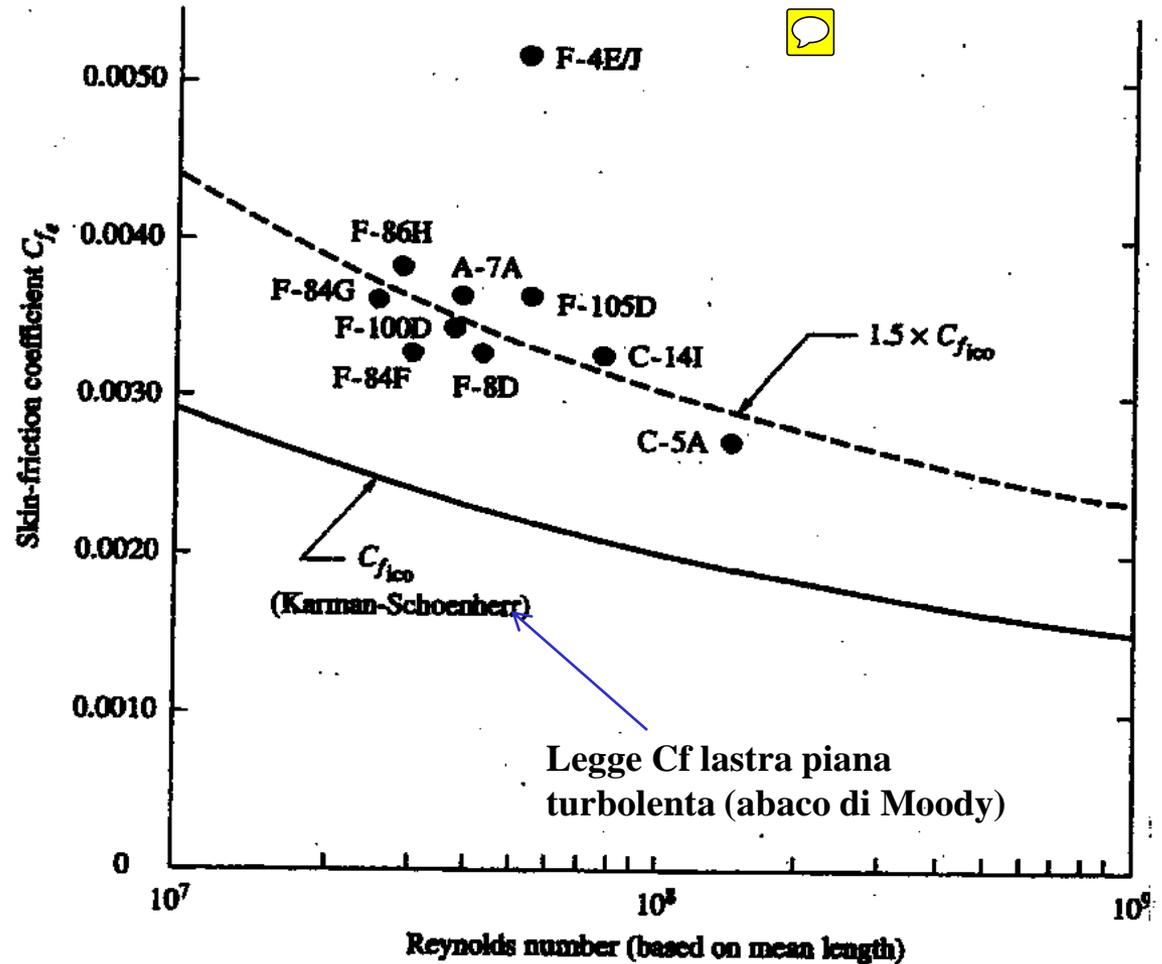
## STIMA del $C_{fe}$

Al variare del Reynolds varia il  $C_f$  di lastra piana.

Il  $C_f$  equivalente può essere valutato moltiplicando per 1.5 quello di lastra piana calcolato con il Reynolds basato sulla corda media alare e condizioni di crociera (velocità e quota di crociera). Per moderni velivoli da trasporto a getto un valore amplificativo pari a:

**1.35-1.40**

sembrerebbe essere più appropriato.



$$C_{fe} = 1.5 * C_{f\_turb}$$

Calcolato da abaco Moody (lastra piana turbolenta) con Reynolds di crociera (basato su velocità e quota crociera tipiche e corda media dell'ala).

# STIMA statistica del CDo di un velivolo



## STIMA del Cfe – Andamento storico del Cf equivalente

### Cfe:

Attualmente varia

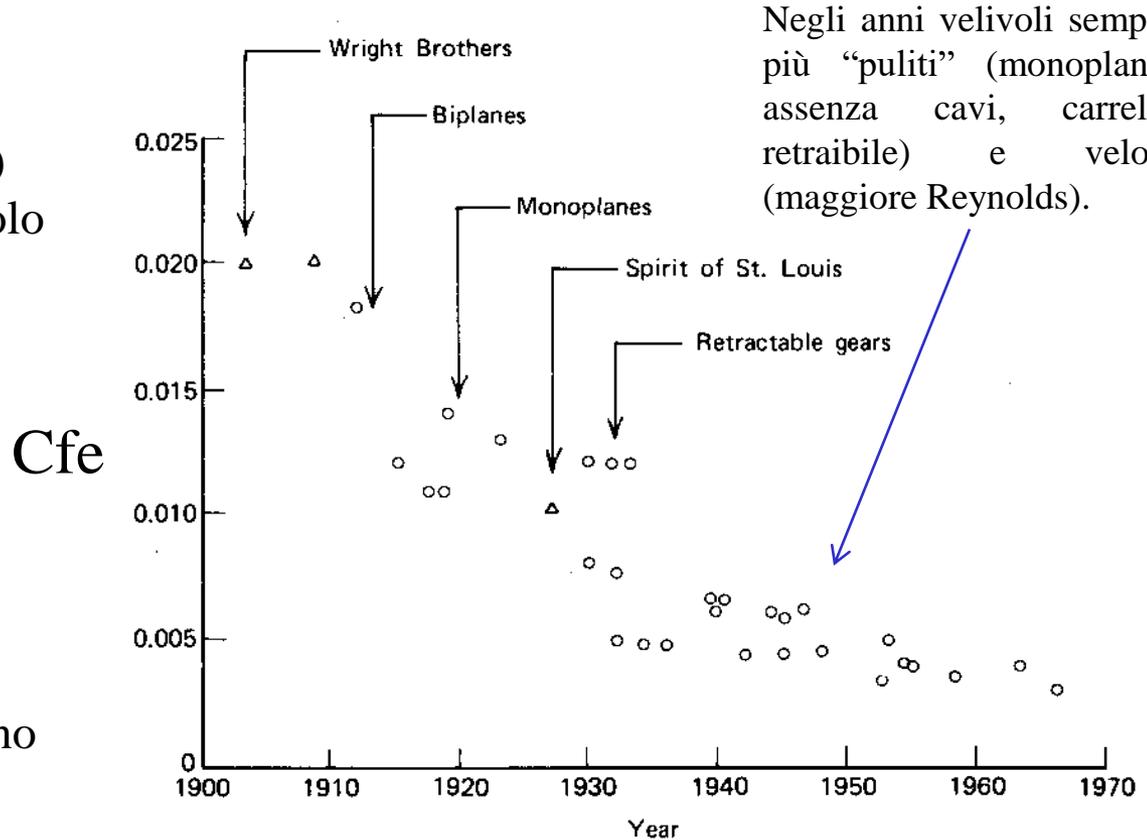
Tra 3 e 5 millesimi (0.0030-0.0050)

Al variare della categoria del velivolo e della configurazione.

Il Cfe dipende da :

- Dimensioni del velivolo
- Velocità caratteristiche
- Rugosità relativa
- escrescenze (carrello o antenne)
- possibilità flusso laminare

Infatti i primi 2 parametri influiscono sul numero di Reynolds (da cui dipende Cf).



4.26 Historical survey of drag.

Tener presente che la cosiddetta “roughness” e le escrescenze (antenne, maniglie, tergicristalli) sporcano di più un velivolo piccolo che uno grande perchè la loro resistenza va rapportata alla resistenza del velivolo stesso. Tali fattori quindi fanno deviare maggiormente i velivoli piccoli dalla lastra piana equivalente rispetto ai velivoli grandi).

# STIMA statistica del CDo di un velivolo

## STIMA del Cfe – Base statistica

**Table 4.2** Typical Overall Skin Friction Coefficients for a Number of Airplanes Built from Approximately 1940 to 1976. Data Taken from Several Sources

$C_F$	Airplane Designation	Description
0.0100	Cessna 150	Single prop, high wing, fixed gear
0.0095	PA-28	Single prop, low wing, fixed gear
0.0070	B-17	Four props, World War II bomber
0.0067	PA-28R	Single prop, low wing, retractable gear
0.0066	C-47	Twin props, low wing, retractable gear
0.0060	P-40	Single prop, World War II fighter
0.0060	F-4C	Jet fighter, engines internal
0.0059	B-29	Four props, World War II bomber
0.0054	P-38	Twin props, twin-tail booms, World War II fighter
0.0050	Cessna 310	Twin props, low wing, retractable gear
0.0049	Beech V35	Single prop, low wing, retractable gear
0.0046	C-46	Twin props, low wing, retractable gear
0.0046	C-54	Four props, low wing, retractable gear
0.0042	Learjet 25	Twin jets, pod-mounted on fuselage, tip tanks
0.0044	CV 880	Four jets, pod-mounted under wing
0.0041	NT-33A	Training version of P-80 (see below)
0.0038	P-51F	Single prop, World War II fighter
0.0038	C-5A	Four jets, pod-mounted under wing, jumbo jet
0.0037	Jetstar	Four jets, pod-mounted on fuselage
0.0036	747	Four jets, pod-mounted under wing, jumbo jet
0.0033	P-80	Jet fighter, engines internal, tip tanks, low-wing
0.0032	F-104	Jet fighter, engines internal, midwing
0.0031	A-7A	Jet fighter, engines internal, high wing

# STIMA statistica del CDo di un velivolo

**Table 4.3** Typical Total Skin Friction Coefficient Values for Different Airplane Configurations

Airplane Configuration	$C_F$ Range at Low Mach Numbers
Propeller driven, fixed gear	0.008–0.010
Propeller driven, retractable gear	0.0045–0.007
Jet propelled, engines pod-mounted	0.0035–0.0045
Jet propelled, engines internal	0.0030–0.0035

## **Cfe (Cf equivalente):**

Per i velivoli da trasporto (elica e getto) è tra 3 e 5 millesimi (0.0030-0.0050), al variare della categoria del velivolo e della configurazione. Le configurazioni a carrello fisso possono facilmente arrivare a valori tra 7 e 10 millesimi.

Per i velivoli da trasporto a getto moderni (Mach circa 0.80-0.85 e quote di 35000 ft) con configurazione ed aerodinamica curata, siamo su un valore intorno ai 3 millesimi (0.0030).

# STIMA statistica del CDo di un velivolo - Esempio

Esempio applicativo: Velivolo **Boeing B737**

Dati:

Superficie alare  $S=105 \text{ m}^2$  Apertura alare  $b=28.9 \text{ m}$

Velocità caratteristiche :

$\text{Mach}=0.80$  a  $h=10000 \text{ m}$

Dalla quota assegnata ricavo dalla tabella ISA la vel. del suono  $a=299.5 \text{ m/s}$

Poi ricavo la velocità di volo (TAS)  $V=\text{Mach} \cdot a = \mathbf{240 \text{ m/s}}$  (862 Km/hr)

Un valore di corda media può essere ricavato facendo il rapporto tra la superficie alare  $S$  e l'apertura alare  $b$  (viene detta corda media geometrica)

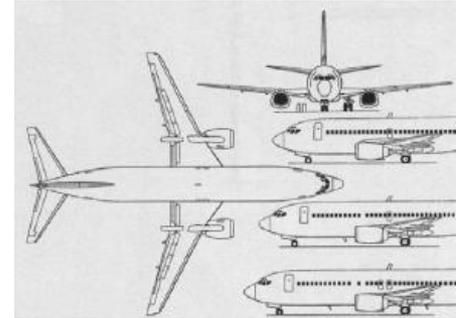
$$c=S/b=105/28.9= \mathbf{3.63 \text{ m}}$$

Dalla quota assegnata (10,000 m) dalla tabella ISA ricavo la densità e la viscosità dinamica per il calcolo del numero di Reynolds di volo in crociera basato sulla corda media :

$$\rho=0.41 \text{ Kg/m}^3 \quad \mu=1.46 \cdot 10^{(-5)} \text{ USI (Unità del Sistema Internazionale)}$$

$$\text{Re} = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} = \frac{0.41 \cdot 240 \cdot 3.63}{1.46 \cdot 10^{-5}} = \frac{0.41 \cdot 240 \cdot 3.63}{14.6} \text{ mil} = 24.5 \text{ mil.}$$

Entrando con tale Reynolds nel diagramma del  $C_f$  di lastra piana (vedi cap. 2), pagina seguente :



# STIMA statistica del CDo di un velivolo - Esempio

Entrando con tale Reynolds (24.5 milioni) nel diagramma del Cf di lastra piana (vedi cap. 2) :

$$C_f = 2.60 \cdot 10^{-3} = 0.00260$$

Da cui il coefficiente di attrito equivalente (abbiamo assunto un coefficiente amplificativo pari ad **1.4** essendo un moderno vel trasp. a getto) :

$$C_{fe} = C_f \cdot 1.4 = 0.00364$$

Per quanto riguarda la superficie bagnata, dalla configurazione tipica del velivolo, possiamo assumerla pari a circa 6 volte la superficie alare, essendo la configurazione vicina a quella del quadrimotore in figura, ma il velivolo è però bimotore. E' chiaro che la superficie bagnata potrebbe essere calcolata dal CAD.

$$S_{wet} = 6 \cdot S = 6 \cdot 105 = 630 \text{ m}^2$$

$$f = C_{fe} \cdot S_{wet} = 0.00364 \cdot 630 = 2.29 \text{ m}^2$$

$$CD_0 = f / S = 2.29 / 105 = 0.0218 \text{ (218 drag counts)}$$

O anche :

$$CD_0 = C_{fe} \cdot \left( \frac{S_{wet}}{S} \right) = 0.00364 \cdot 6 = 0.0218$$

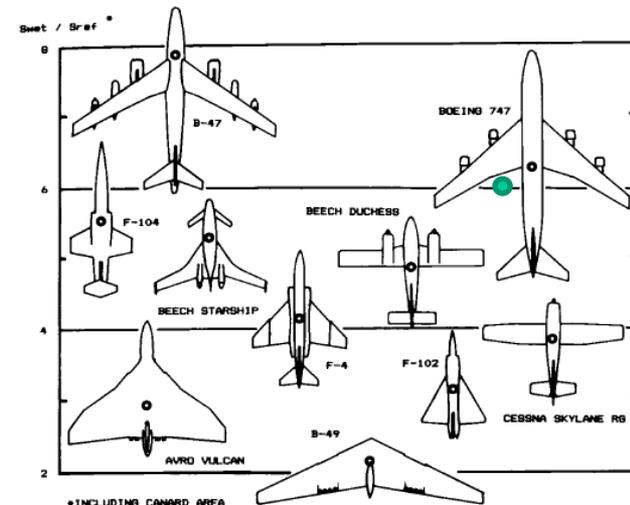
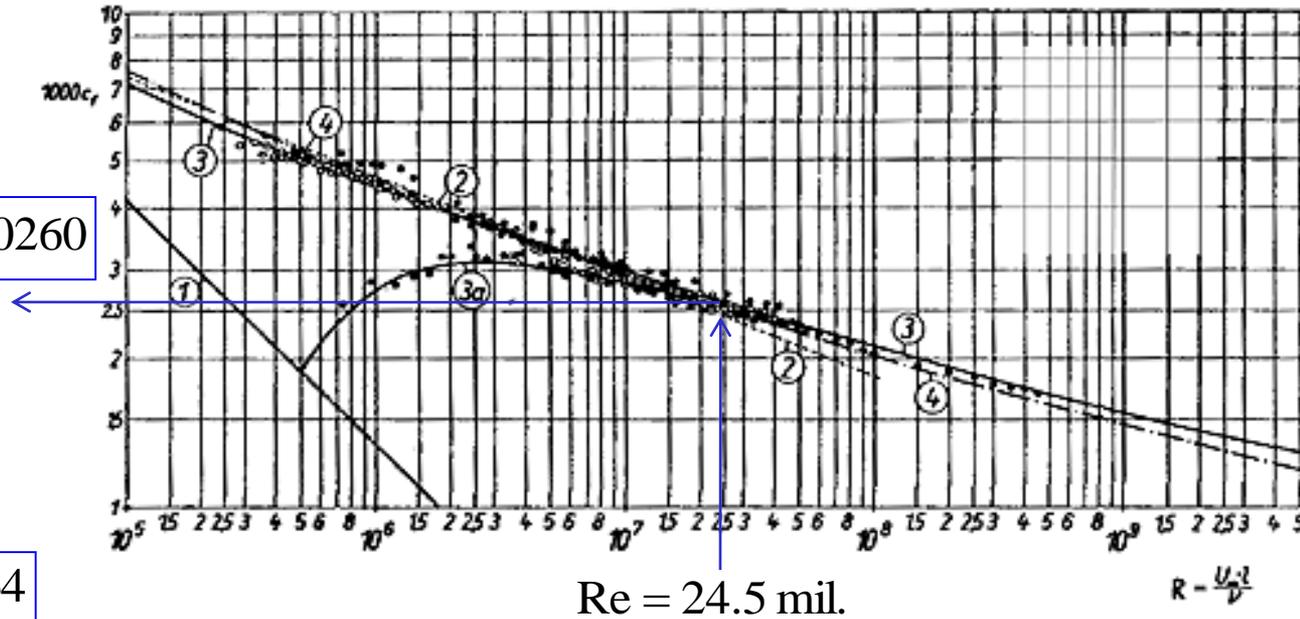


Fig. 3.5 Wetted area ratios.

# Stima del fattore di Oswald "e"

**Table 5.1 Oswald's Efficiency Factor 'e' for Several Airplanes**

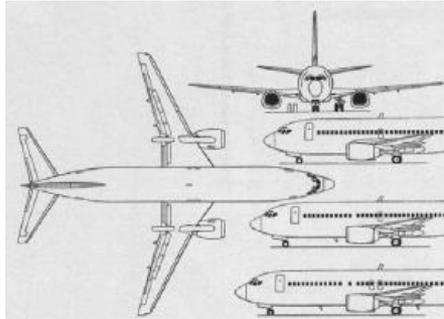
<u>Single Engine Propeller</u>				<u>Four Engine Prop.</u>	
	'e'		'e'		'e'
PT-18	0.75	Cessna 150	0.77	C-54A	0.81
AT-7	0.74	Cessna 172	0.77	C-60A	0.63
AT-8	0.61	Cessna 182	0.84	C-64	0.97
Cessna L-5	1.02	Cessna 185	0.86	C-69	0.82
O-46A	0.80	Cessna 177	0.57	XB-19	0.76
OE-2	0.70			B-24D	0.78
Cessna 180	0.75			B-24G	0.84
Beech 35	0.82			B-29A,B	0.94
<u>Prop. Fighters</u>		<u>Jet Fighter/Trainers</u>			
	'e'		'e'		
P-38J	0.76	P-63A	0.86		
P-40F	0.70	T-37	0.78		
P-47D	1.02	NAA T2C	0.816		
P-49	0.80				
P-51B	0.86	<u>Jet Bombers</u>			
P-51F	0.80				
XP-60C	0.66				
P-61A	0.86				
		Boeing B-47B	0.84		
		Boeing B-52A	0.924		
<u>Twin Engine Prop.</u>		<u>Jet Transports</u>			
	'e'		'e'		
A-26B	0.79	Learjet M 25	0.721		
C-46A	0.88	Gulfstr. GII	0.950		
C-47B	0.89	F-28-2000	0.818		
B-25D	0.78	B 707-320B	0.983		
B-26F	0.76	L C-141B	1.067		
Cessna 310	0.73	L C-5A	1.091		
Gulfstream GI	0.78				
SAAB SF 340	0.80				

# Stima del fattore di Oswald “e”

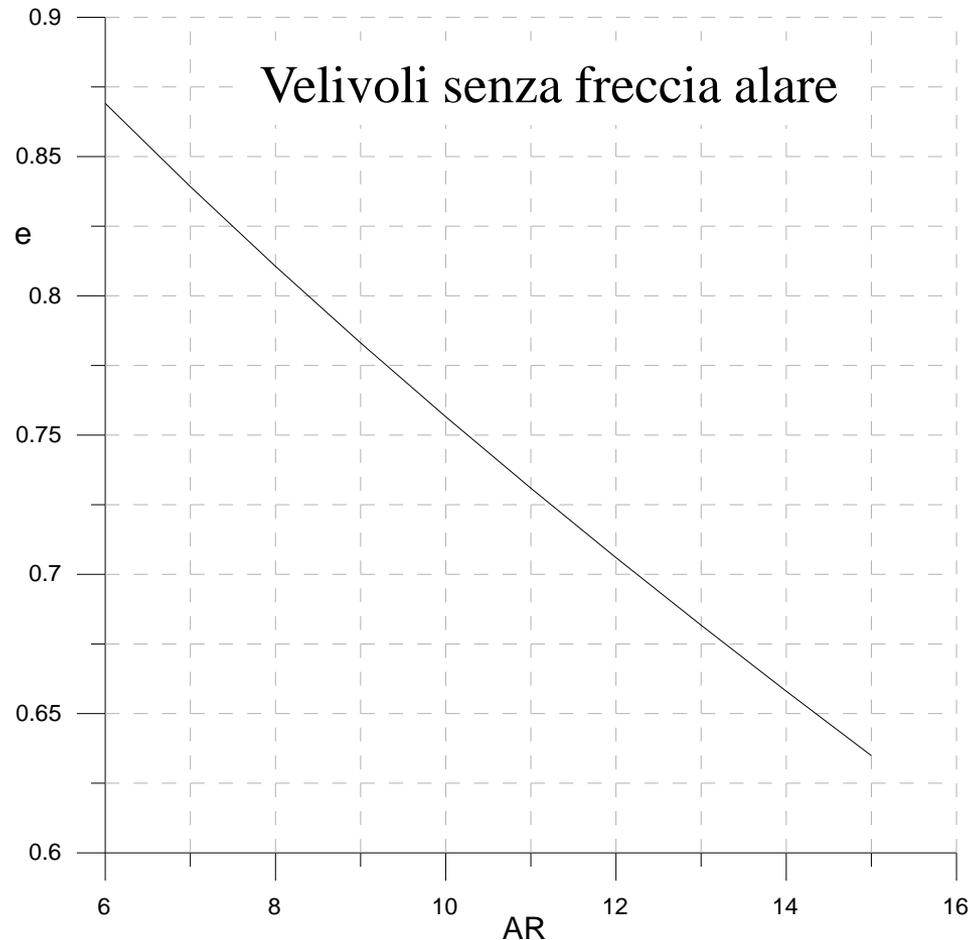
Straight-Wing Aircraft:  $e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.64$

Swept-Wing Aircraft:  $e = 4.61(1 - 0.045A^{0.68})(\cos\Delta_{LE})^{0.15} - 3.1$

(Raymer)



( $\Delta_{LE} > 30$  deg)



Ad esempio, nel caso del Boeing B737, essendo per tale velivolo: AR=7.9 Freccia al l.e. = 27 deg.

Senza effetto freccia (diagr. a lato) troveremmo un valore di  $e=0.81$  (con AR=7.9), valore abbastanza plausibile.

La formula con freccia è applicabile per angoli maggiori di 30 deg. , quindi in tal caso non sarebbe applicabile. Ad ogni modo :

$$e = 4.61 * (1 - 0.183) * (0.89)^{0.15} - 3.1 = 0.59$$

(che infatti è un po' troppo basso).

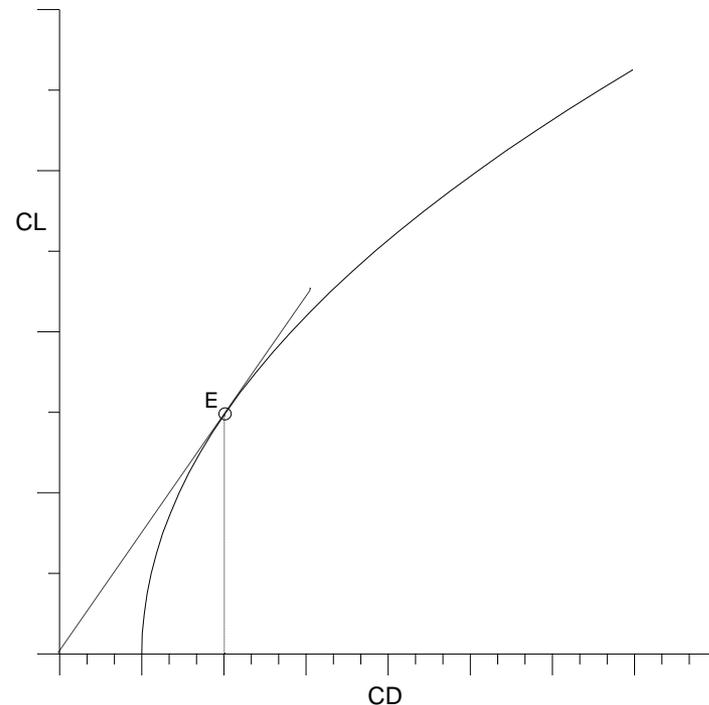
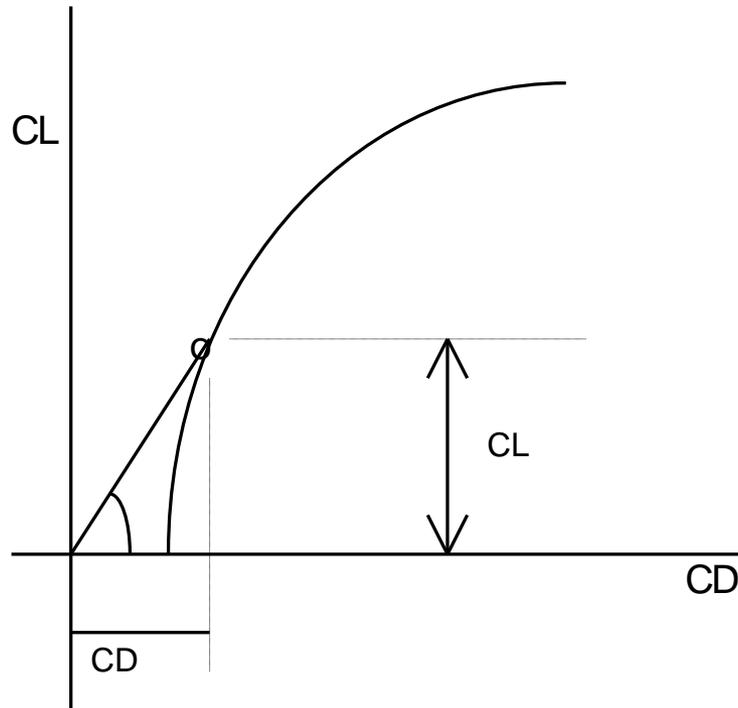
# Esempi Polari

**Table 5.4 Summary of Drag Data for Various Airplanes**

Type	Wing Area, S ft <sup>2</sup>	Aspect Ratio	$\frac{S_{wet}}{S}$	Drag Polar $C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$	e	$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$ @ $C_L$
C-150	160	7.0	?	$0.0327 + 0.0592C_L^2$	0.77	11.3 @ 0.74
C-172	174	7.5	3.7	$0.0281 + 0.0552C_L^2$	0.77	12.7 @ 0.71
C-180	174	7.5	?	$0.0246 + 0.0572C_L^2$	0.75	13.3 @ 0.66
C-182	174	7.5	4.0	$0.0293 + 0.0506C_L^2$	0.84	13.0 @ 0.75
C-185	174	7.5	?	$0.0207 + 0.0494C_L^2$	0.86	15.6 @ 0.65
C-310	175	7.3	4.6	$0.0263 + 0.0596C_L^2$	0.73	12.6 @ 0.66
Skyrocket	183	6.7	?	$0.0163 + 0.0579C_L^2$	0.82	16.3 @ 0.53
Saab 340	450	11.0	?	$0.0285 + 0.0362C_L^2$	0.80	15.6 @ 0.89
DC 9-30	1,001	6.8	6.5	$0.0211 + 0.0450C_L^2$	0.81	16.7 @ 0.50
B 707-320	3,050	7.1	5.0	$0.0131 + 0.0650C_L^2$	0.70	19.6 @ 0.45
A-340	3,908	9.5	?	$0.0165 + 0.0435C_L^2$	0.77	18.5 @ 0.60
B 767	3,050	8.0	?	$0.0135 + 0.0592C_L^2$	0.67	17.2 @ 0.50
C-17	3,800	7.2	?	$0.0175 + 0.0510C_L^2$	0.87	16.4 @ 0.55
Learjet M25	232	5.0	5.6	$0.0260 + 0.0078C_L^2$	0.82	10.9 @ 0.58
G-II	800	6.0	?	$0.0230 + 0.0057C_L^2$	0.93	14.0 @ 0.63

# Efficienza massima

Efficienza massima  $E_{max}$  è dipendente sia dalla resistenza parassita che da quella indotta



**L' Efficienza massima  $E_{max}$  è il massimo rapporto tra CL e CD**

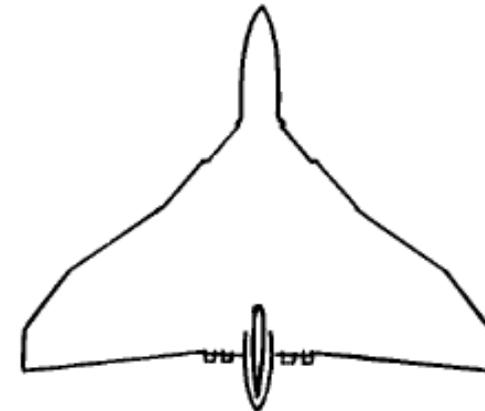
# Efficienza massima

Efficienza massima  $E_{max}$  è dipendente sia dalla resistenza parassita che da quella indotta



Diversi Cdo

0.0200



0.0100

**S reference**

**S wetted**

**SPAN**

**Swet/Sref**

**ASPECT RATIO**

**WETTED ASPECT RATIO**

**L/D max**

	<u><b>B-47</b></u>	<u><b>AVRO VULCAN</b></u>
<b>S reference</b>	1430	3446
<b>S wetted</b>	11300	9600
<b>SPAN</b>	116	90
<b>Swet/Sref</b>	7.9	2.8
<b>ASPECT RATIO</b>	9.4	3.0
<b>WETTED ASPECT RATIO</b>	1.2	1.1
<b>L/D max</b>	17.2	17.0