

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale
Modulo di PRESTAZIONI

Docente : Ing. F. NICOLOSI

CAP. 4

RESISTENZA E POLARE DEL VELIVOLO

4.1 Il velivolo completo

Le caratteristiche aerodinamiche di un velivolo completo sono derivanti dalla somma delle caratteristiche aerodinamiche dei vari componenti del velivolo più un eventuale contributo di interferenza.

La resistenza complessiva di un velivolo è dovuta a varie forme di resistenza.

In generale, andando a considerare le cause fisiche della resistenza di un velivolo, le origini della resistenza sono di due tipi : resistenza dovuta alle forze di pressione (agenti normalmente alla superficie) e resistenza dovuta all'attrito (sforzi tangenziali).

Da un altro punto di vista sia la resistenza indotta sia la resistenza di scia sono due resistenze dovute alle forze di pressione. La differenza consiste nel fatto che la resistenza indotta (vedi cap.3) esiste anche in caso di flusso non viscoso, mentre quella di scia è connessa alla separazione viscosa del flusso dalla superficie del corpo.

E' per questo motivo che , anche se entrambe sono dovute a forze di pressione, la resistenza indotta e quella di scia solitamente vengono tenute distinte.

In generale, le forme di resistenza che si considerano sono:

- resistenza di attrito (friction drag) ,dipendente dall'area bagnata del corpo e dal Reynolds dal quale dipende il coefficiente di attrito C_f
- resistenza di scia (form drag), dipendente da quanto il corpo è “tozzo” cioè tale, in relazione al Reynolds, da non permettere il completo recupero di pressione nella zona posteriore e provocare così una separazione del flusso
- resistenza indotta (vortex drag), dovuta al sistema vorticoso dipendente dal fatto che l'ala è finita (vedi cap.3), tale resistenza esiste anche se il flusso è non viscoso e dipende dal CL^2 ,dall'allungamento alare AR e dalla forma in pianta dell'ala (fattore δ)
- resistenza d'onda (wave drag) presente in campo comprimibile transonico per la formazione di onde d'urto che modificano il campo di pressioni attorno al velivolo

Solitamente la resistenza di attrito e quella di scia vengono inglobate in quella che viene definita resistenza parassita (profile drag o parasite drag).

Nella figura 4.1 la distinzione tra la vortex drag e la induced drag è che la induced drag ingloba anche la resistenza d'onda dovuta alla portanza.

In effetti, da un punto di vista fisico la suddivisione più comprensibile è quella relativa ai rettangoli scuriti della figura 4.1 e chiariti meglio nella figura 4.2.

In pratica la resistenza totale è somma della resistenza indotta, della resistenza di scia, della resistenza di attrito e della resistenza d'onda.

La somma della resistenza di scia e di quella di attrito vengono solitamente inglobate in quella che è solitamente chiamata resistenza parassita.

Ogni componente del velivolo dà luogo a varie forme di resistenza.

Ad esempio l'ala contribuisce alla resistenza di attrito (la superficie bagnata è circa pari a 2 volte la superficie alare S di riferimento che è la superficie in pianta) alla resistenza di scia al variare dell'assetto (dell'angolo di attacco e quindi del CL) e alla resistenza indotta.

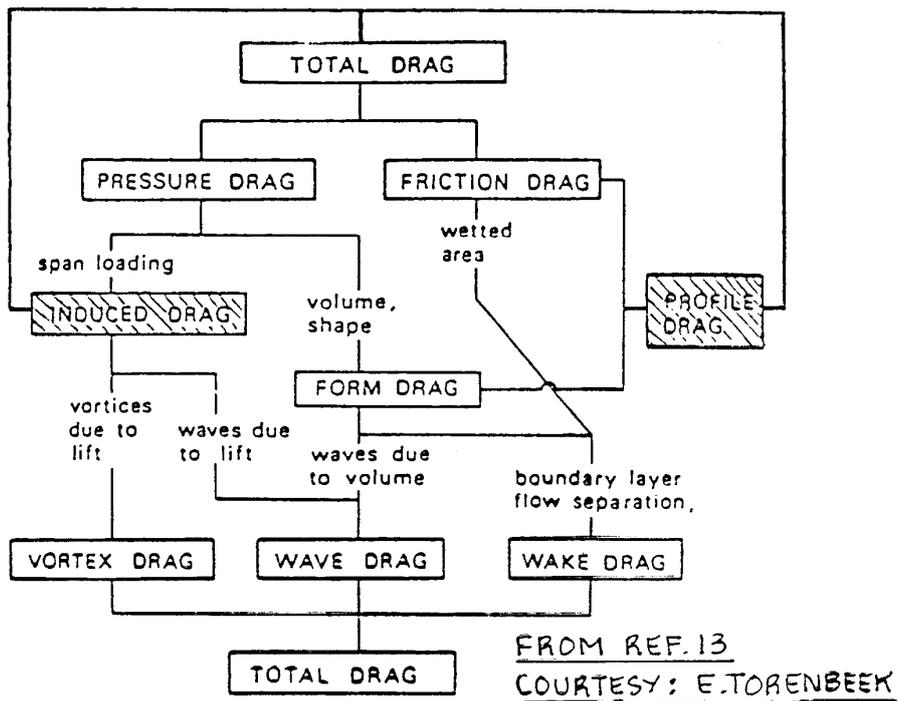


Fig. 4.1 : Varie forme di resistenza

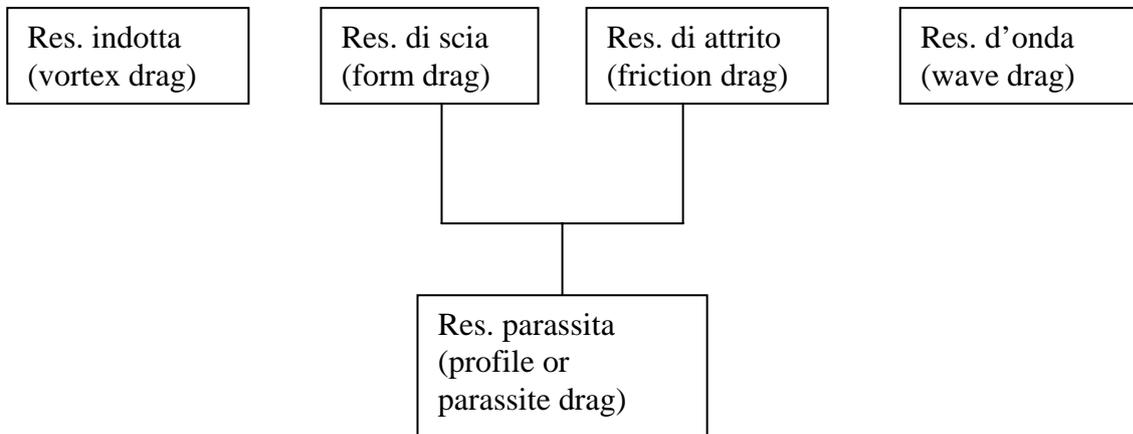


Fig. 4.2 : Varie forme di resistenza

4.2 La polare parabolica

Gli elementi del velivolo contribuiscono alle azioni nel piano longitudinale, portanza, resistenza e momento.

	Portanza L	Resistenza D	Momento M
Ala	*** 90-95%	***	***
Fusoliera	quasi nullo	***	***
Piano di coda orizzontale	* 5-10%	*	***
Piano di coda verticale		*	
Gondole motore	quasi nullo	*	*
Carrelli		*	*
Altri componenti (antenne, ecc.)		*	

Ai fini delle prestazioni noi dobbiamo considerare le caratteristiche di portanza e di resistenza. Consideriamo il contributo di resistenza di ogni elemento del velivolo.

Ala

La resistenza dell'ala sarà quella di attrito + scia (parassita) del profilo sommata a quella indotta.

In crociera (bassi CL, α circa 1-2°, CL=0.30-0.50) la resistenza parassita sarà quasi completamente resistenza di attrito, con un contributo variabile con l'incidenza legato invece alla crescita della resistenza di scia.

La resistenza parassita, come già evidenziato nelle curve di resistenza dei profili, può essere schematizzata con un valore ai bassi assetti (corrispondente al C_{d_min} del profilo) più un contributo variabile con l'incidenza che possiamo far dipendere dal coefficiente di portanza dell'ala elevato al quadrato (l'andamento della resistenza di un profilo al variare di dell'angolo d'attacco, e quindi del CL, è abbastanza prossimo ad una dipendenza di tipo quadratico).

Quindi :

$$CD_w = CD_{p_w} + CD_{i_w}$$

Con CD_{p_w} resistenza parassita dell'ala. Sviluppando il termine di resistenza parassita in uno non dipendente dal coefficiente di portanza (e quindi dall'angolo d'attacco α) ed in uno dipendente dal quadrato del CL, ed esprimendo la resistenza indotta (vortex drag) con la nota formula :

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

Il valore di K_{v_w} dipende dal tipo di profilo (spessore %, curvatura, tipo di profilo) e dalle caratteristiche dell'ala (freccia, AR), ma si aggira tra un valore di 0.004 e 0.007.

Fusoliera

Anche per la fusoliera ci sarà una resistenza parassita che può essere assunta pari ad un termine a bassi assetti (quasi completamente resistenza di attrito) più un termine dipendente dall'angolo di attacco e quindi che possiamo legare al coefficiente di portanza.

La resistenza della fusoliera ad incidenza la possiamo legare alla resistenza di una sezione più o meno cilindrica investita da una componente di velocità pari a $V \sin \alpha$.

In particolare :

$$CD_f = CD_{of} + K_{V_f} CL^2 \quad (2)$$

Con K_{V_f} ricavabile dalla formula:

$$K_{V_f} = 0.004 \frac{S_{plf}}{S} \quad (3)$$

Dove S_{plf} è la superficie in pianta della fusoliera (vedi figura 4.3)

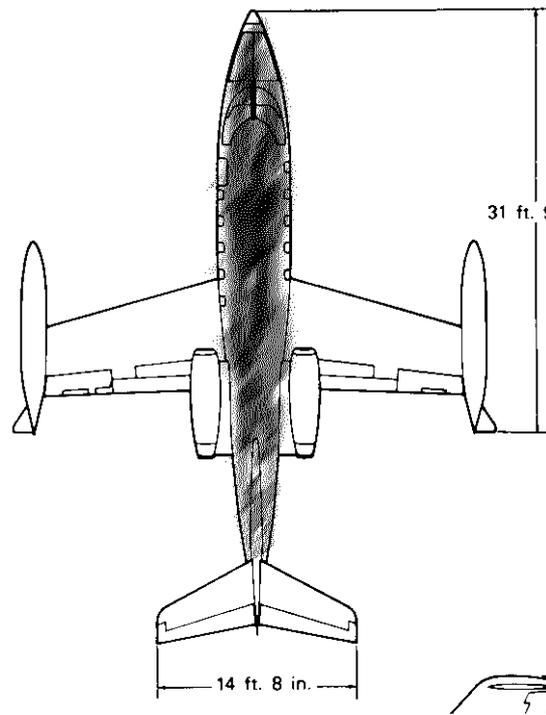


Fig. 4.3 : Superficie in pianta della fusoliera S_{plf}

Gondole

Per un velivolo come quello in fig. 4.3 bisognerà tener conto della resistenza dovuta alle due gondole dei due motori.

In generale, come per la fusoliera potremo dire che (N sta per nacelle, appunto gondola in inglese) :

$$CD_N = CD_{oN} + K_{V_N} CL^2 \quad (4)$$

Dove K_{V_N} è, in linea di principio ricavabile con la stessa equazione sopra riportata per la fusoliera, ma prendendo la superficie in pianta della gondola.

Piano di coda orizzontale

Il piano di coda orizzontale avrà una resistenza parassita in crociera (CD_{oH}) e un contributo dipendente dalla portanza, legato al fatto che al variare del CL deve variare la portanza del piano di coda per garantire l'equilibrio alla rotazione ($M=0$). In effetti, questo contributo, legato in particolare alla resistenza indotta del piano di coda (questo contributo viene chiamato anche *trim drag* per il fatto che è una resistenza legata al fatto di equilibrare perfettamente il velivolo in volo (in inglese "to trim") è piccolo e può essere trascurato, quindi :

$$CD_H = CD_{oH}$$

Piano di coda verticale

Il piano di coda verticale avrà un contributo di resistenza parassita.

$$CD_v = CD_{0v}$$

Altri contributi

I carrelli, i carichi esterni, i serbatoi di estremità, le protuberanze, le antenne, e la resistenza aggiuntiva dovuta all'aria convogliata per il raffreddamento del motore contribuiscono tutti a dare un CD_0 aggiuntivo, cioè un contributo di resistenza parassita, pressochè invariabile con l'assetto e quindi con il CL .

$$CD_{agg} = CD_{0agg}$$

CD del velivolo

Alla fine è possibile scrivere

$$CD = CD_{0TOT} + \frac{CL^2}{\pi AR} [1 + \delta + (K_{V_w} + K_{V_f} + K_{V_N})\pi AR] \quad (5)$$

Avendo sommato tutti i contributi non dipendenti dalla portanza in un unico contributo di resistenza parassita (quasi completamente pari a resistenza di attrito) e tutti i contributi variabili con la portanza (e quindi con l'angolo di attacco).

La (5) può essere riscritta così :

$$CD = CD_0 + \frac{CL^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (6)$$

Avendo indicato con

$$e = \frac{1}{[1 + \delta + (K_{V_w} + K_{V_f} + K_{V_N}) \cdot \pi \cdot AR]} \quad (7)$$

e avendo indicato con CD_0 il CD_{0TOT} .

Il parametro "e" viene chiamato fattore di Oswald dall'Ingegnere della NACA che lo introdusse negli anni '30.

Il fattore di Oswald ha un valore che varia tra 0.70 e 0.90 per la maggior parte dei velivoli, potendo arrivare anche a 0.65 per velivoli poco efficienti aerodinamicamente.

E' possibile comprendere come nel fattore di Oswald confluisca non solo il fattore di resistenza indotta δ (la vortex drag, appunto, che esiste anche in campo non viscoso), ma anche la resistenza parassita variabile con il CL dei vari componenti.

E' chiaro che la parentesi quadra in (7) ha un valore dell'ordine di 1.20, cioè il termine $CL^2/(\pi AR)$, resistenza indotta di una ala ellittica di pari allungamento, rappresenta circa un 80%-85% della resistenza dovuta alla portanza. Il resto sarà quindi dovuto sia al discostarsi della vortex drag da quella dell'ala ellittica di pari AR (la parte $(1+\delta)$, appunto), sia ai vari coefficienti K_v , che rappresentano l'aumento di resistenza parassita (principalmente resistenza di scia) dovuta ad un

aumento dell'angolo d'attacco per i vari componenti del velivolo (principalmente l'ala e la fusoliera).

Alla fine si può vedere come la polare di un velivolo ha una espressione parabolica (o meglio la (6) ne è una approssimazione, in quanto per alti valori di CL , ad esempio, il contributo non è più dipendente da una legge di tipo quadratico).

I contributi sono divisibili in :

C_{D0} : coefficiente di resistenza a portanza zero (zero-lift drag coeff.)

$C_L^2/(\pi AR e)$: coefficiente di resistenza dipendente dalla portanza (lift-dependent drag)

A volte il prodotto di e per AR viene indicato con $AR_e = AR e$

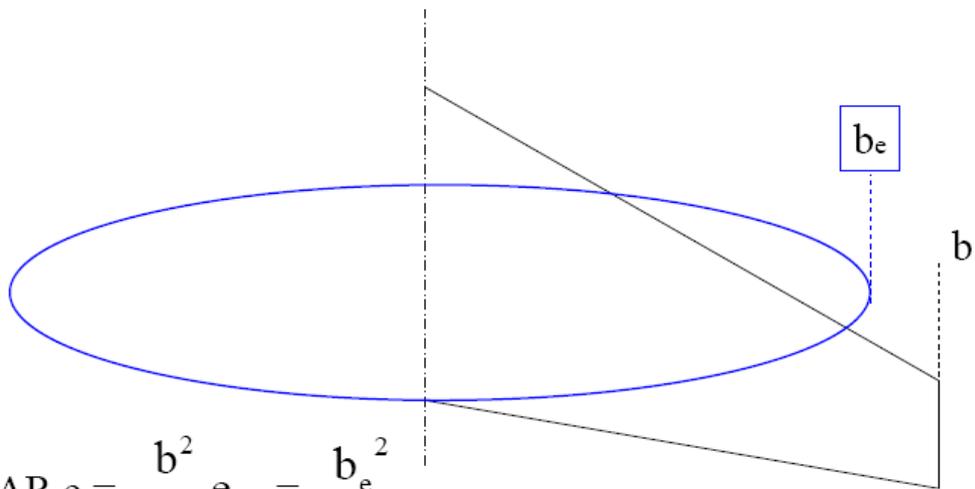
Indicando con AR_e il cosiddetto allungamento alare equivalente o efficace.

Analogamente è possibile definire l'apertura alare equivalente o efficace come :

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

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

In definitiva si considera un contributo di resistenza dipendente dalla portanza pari a quello di resistenza indotta di un'ala ellittica di allungamento pari all'allungamento efficace e non quello geometrico.



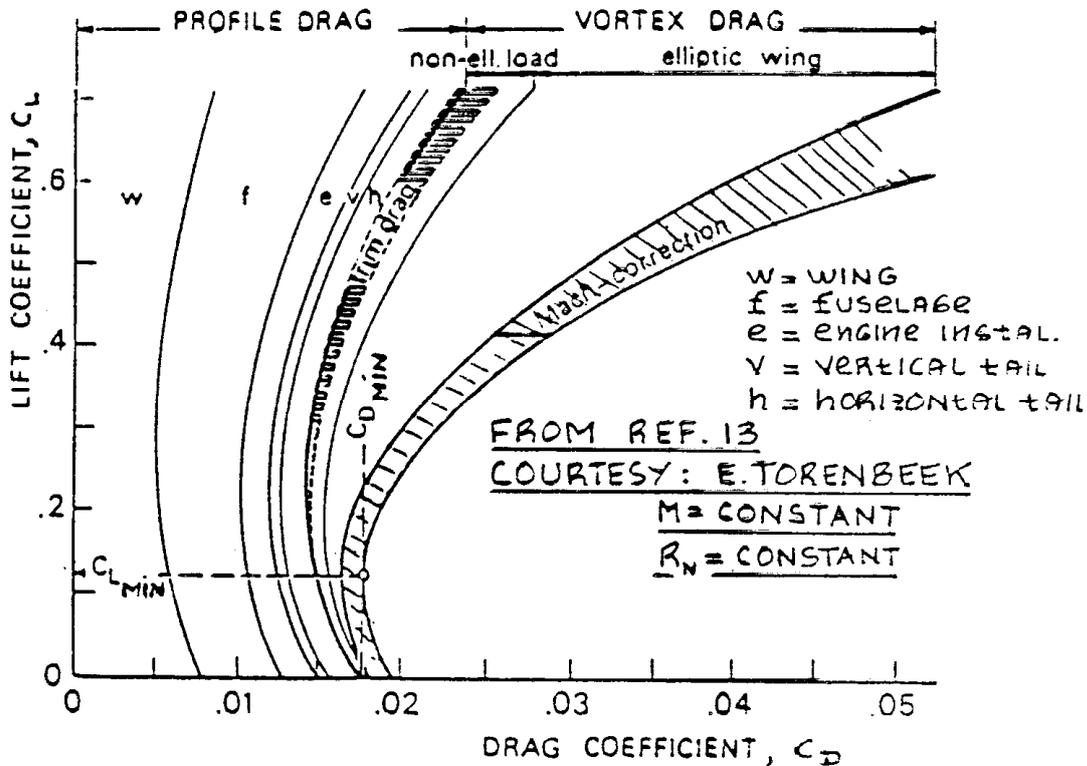
$$AR_e = AR e = \frac{b^2}{S} e = \frac{b_e^2}{S}$$

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

Il valore di C_{D0} del velivolo è la somma dei contributi dei vari componenti ricavabili come resistenza di attrito (con opportuni coefficienti correttivi dovuti al fatto che sulla superficie del velivolo la distribuzione di velocità non è quella della lastra piana) oppure resistenza di scia (ad esempio le ruote dei carrelli o le antenne).

Al prossimo paragrafo facciamo un esempio del calcolo del contributo al C_{D0} dovuto all'ala e alla fusoliera (che costituiscono il 60-70% del C_{D0} totale).

Ad esempio, nella figura alla pagina seguente sono rappresentati tutti i contributi di resistenza che vanno a formare quella che è la polare del velivolo completo. Si può notare come il contributo di tipo parassita dell'ala e della fusoliera non sono costanti con il C_L , contribuendo entrambi al valore finale del fattore di Oswald e .



Il C_D di un velivolo varia mediamente tra 0.015 e 0.040.

I velivoli da trasporto a getto sono solitamente caratterizzati (vedi esempio figura sopra) da valori del C_D pari a circa 0.016-0.020. I velivoli leggeri, invece hanno C_D dell'ordine di 0.027-0.030. La differenza consiste nel fatto che i velivoli a getto sono caratterizzati da grandi dimensioni e grandi velocità. Quindi il Reynolds è maggiore e sarà minore il coefficiente di attrito, che in base anche alla superficie bagnata, determina la resistenza di attrito. E' evidente che il C_D rappresenta un coefficiente e quindi, come esposto anche di seguito, non è in effetti una misura della resistenza del velivolo.

Solitamente la resistenza parassita (C_D) viene espressa in *counts*. Un *count* è pari a $=0.0001$

Quindi si può dire che se il C_D di un velivolo è $=0.0180$, lo stesso C_D si può esprimere pari a 180 *counts*. Il *count* in definitiva è l'unità del coefficiente di resistenza. Se si effettuano delle modifiche su di un velivolo per ridurre la resistenza parassita solitamente si raggiungono risultati di riduzioni del C_D pari a pochi *counts*. Ecco anche perché è stata introdotta questa unità di misura del coefficiente di resistenza di un velivolo, in quanto unità rappresentativa della sua misura.

4.3 Calcolo di contributi al CDo

Il calcolo del contributo al CDo dovuto ai vari componenti del velivolo può essere effettuato considerando che tali contributi sono principalmente dovuti all'attrito. L'approccio è quello di individuare come contributo al CDo del componente generico i-simo quello valutabile attraverso la formula:

$$CDo_i = C_{f_i} \cdot [FF_i] \cdot \frac{Swet_i}{S}$$

con :

C_{f_i} : coefficiente di attrito turbolento calcolato al Reynolds ed al Mach caratteristici del componente (data una velocità e quota tipica di crociera, si assumerà come lunghezza caratteristica la corda media per l'ala e per i piani di coda, la lunghezza per la fusoliera o per la gondola)

FF_i : fattore di forma per il componente (generalmente >1) che è necessario per il fatto che sul componente non c'è esattamente flusso di lastra piana e quindi la resistenza di attrito non può essere pari al C_f per l'area bagnata

$Swet_i$: area bagnata del componente (per l'ala, ad esempio, sarà pari a circa il doppio della parte esposta)

Contributo dell'ala

E' possibile ad esempio calcolare il contributo al CDo dell'ala cioè CDo_w con l'approccio precedentemente illustrato. In definitiva è come calcolare il coefficiente resistenza di attrito di una superficie pari alla superficie bagnata dell'ala (pari all'incirca al doppio della superficie in pianta S esposta) con un coefficiente di attrito turbolento calcolato con il Reynolds (prendendo come lunghezza caratteristica la corda media) ed il Mach di crociera e moltiplicando per un certo coefficiente correttivo (il fattore di forma definito precedentemente).

In particolare :

$$CDo_w = C_{f_w} \left[1 + 1.2 \cdot (t/c) + 100 \cdot (t/c)^4 \right] \frac{Swet_w}{S} \quad (8)$$

Con

- C_{f_e} : coefficiente di attrito turbolento , ricavabile dal diagramma C_f - Re entrando con il Reynolds basato sulla corda media dell'ala e sui parametri di velocità e quota di crociera.
- (t/c) : spessore percentuale del profilo , t è lo spessore e c è la corda
- $Swet_w$: superficie bagnata dell'ala, pari all'incirca al doppio della superficie S esposta, cioè $Swet_w \approx 2 S_{exp}$.

E' bene precisare che :

S è la superficie alare che si usa come superficie di riferimento e comprende anche la parte in fusoliera (vedi figura dopo) mentre la superficie esposta (quella in nero) dell'ala è quella che si ottiene da S eliminando la parte in fusoliera. La superficie bagnata è praticamente pari a circa 2

volte (sarebbe 2 volte se lo spessore dell'ala fosse zero) la superficie esposta. Per un calcolo abbastanza verosimile per quasi tutti i velivoli da trasporto :

$$S_{wet,w} = 2 \cdot (1.02) \cdot (0.83) \cdot S$$

Dove il 2 tiene conto che c'è da considerare dorso e ventre, 1.02 tiene conto che lo spessore dell'ala non è zero e quindi la superficie bagnata è maggiore di quella in pianta ed il valore 0.83 tiene conto del fatto che la parte di ala esposta è quasi sempre all'incirca pari all'83% di quella in pianta S (presa anche come riferimento e usata per tutte le adimensionalizzazioni).

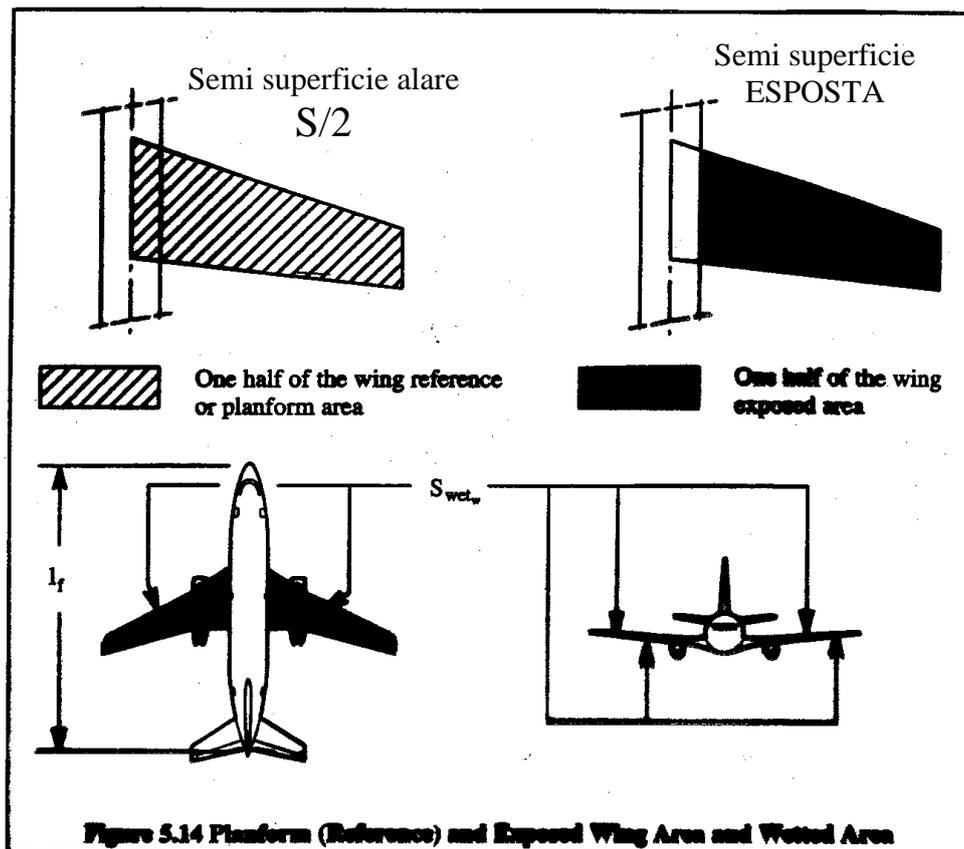


Fig. 4.4 : Superficie alare S , superficie esposta S_{exp} e superficie bagnata $S_{wet,w}$

Facciamo un esempio:

Un velivolo bimotore ad elica (vedi fig. 4.5) ha una superficie alare S di 18 m^2 . La superficie esposta è di 16 m^2 . Lo spessore percentuale del profilo è del 15%, cioè $(t/c)=0.15$.

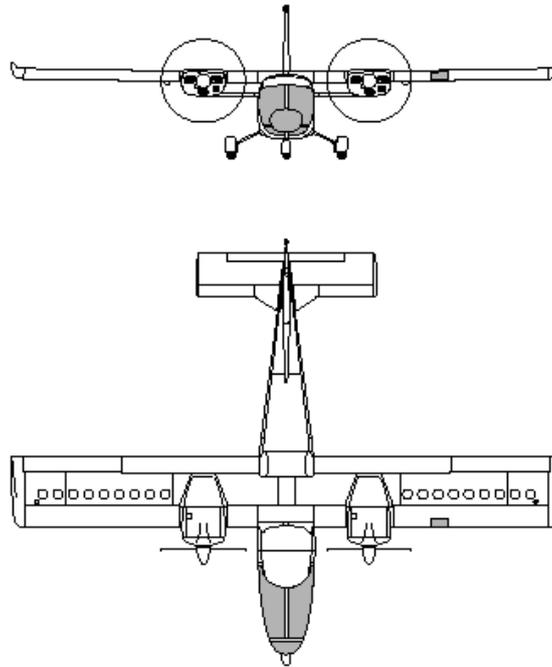


Fig. 4.5 Velivolo bimotore P68 VulcanAir

La velocità di crociera è di circa 300 Km/h e la quota è di 12000 ft (=3600 m circa).

La corda c è di 1.55 m. Alla quota di 12000 ft, la densità è = circa 0.86 Kg/m^3 , la viscosità dinamica μ è 1.678 (unità standard) e la velocità del suono è circa 327 m/s.

Il Reynolds in crociera dell'ala si può calcolare ed è $Re = 6.6$ milioni. Il Mach è =0.25.

A questo Re il C_f turbolento è $C_{f_w} = 0.0032$

La lunghezza della fusoliera è di 10 m. Il Reynolds basato sulla lunghezza di fusoliera, sempre nelle condizioni di crociera è pari a $(10/1.55)$ volte quello dell'ala, cioè 42.6 milioni.

Il parametro $R_{wf} = 0.98$

Il parametro R_{LS} è invece pari a 1.07 essendo l'angolo di freccia pari a zero.

Quindi in definitiva :

$$C_{D_{0w}} = 0.98 \cdot 1.07 \cdot 0.0032 \left[1 + 0.18 + 0.050 \right] \frac{32}{18} = 0.00733$$

Avendo assunto la superficie bagnata dell'ala paria 2 volte quella della superficie esposta.

Contributo della fusoliera

Il contributo della fusoliera è ricavabile con lo stesso principio.

$$C_{D_{0f}} = C_{f_f} FF_f \frac{S_{wet_f}}{S} \quad (9)$$

Dove il fattore di forma FF della fusoliera è funzione del suo rapporto di snellezza :

$$FF_f = \left[1 + \frac{60}{(l_f/d_f)^3} + 0.0025(l_f/d_f) \right] \quad (10)$$

Nella formula (9) :

- C_{f_f} è il coefficiente di attrito turbolento della fusoliera, ricavabile dal diagramma Cf-Re entrando questa volta con un numero di Reynolds pari a quello valutato con lunghezza pari alla lunghezza della fusoliera l_f e velocità, densità e viscosità caratteristiche delle condizioni di crociera del velivolo. Rispetto a quello dell'ala (riferito alla corda media) in questo caso, essendo la lunghezza di fusoliera pari anche a 10 volte la corda media, il Reynolds sarà circa 10 volte più grande. Per un velivolo da trasporto a getto (con velocità dell'ordine di 900 Km/h e quote di 10000 m) il Reynolds basato sulla lunghezza di fusoliera arriva a valori dell'ordine dei 200-300 milioni.

Per il fattore di interferenza:

- l_f è la lunghezza della fusoliera
- d_f è il diametro di un cerchio di area pari all'area frontale massima della fusoliera, cioè dell'area della sezione massima della fusoliera
- (l_f/d_f) viene detta snellezza della fusoliera (fineness ratio)

E poi ovviamente

- $Swet_f$ è l'area bagnata della fusoliera

Se si conosce la geometria della fusoliera $Swet_f$ è ricavabile. Per un calcolo approssimato, ma più rapido, si può far riferimento alla tabella della pagina successiva che riporta per una serie di velivoli il rapporto $Swet_f/S$.

Si può vedere come l'area bagnata della fusoliera è circa pari a 2 volte S (superficie in pianta dell'ala) per velivoli leggeri o aviazione generale (tipo bimotore ad elica 6-8 posti) e arriva ad un valore di circa 3 per velivoli da trasporto a getto (tipo Boeing 757-200).

Esempio

Facendo un esempio con lo stesso velivolo di prima:

Al Reynolds con la lunghezza pari a l_f il C_f turbolento risulta pari a 0.00245.

Con un diametro equivalente d_f pari a 1.5 m la snellezza della fusoliera risulta pari a $(l_f/d_f)=10/1.3 = 6.6$.

Come $Swet_f$, si può assumere un rapporto $Swet_f/S$ pari a 2.2 da velivoli simili in tabella.

Da cui

$$CD_{of} = 0.00245 \left[1 + \frac{60}{(6.6)^3} + 0.0025(6.6) \right] \cdot 2.2 = 0.00656$$

Come si vede il contributo della fusoliera è all'incirca paria quello dell'ala e, se si tiene conto che il CD_{TOT} risulta per questo velivolo pari all'incirca a 0.026, si può vedere come il contributo dell'ala alla resistenza parassita è $0.0073/0.026 = 28\%$ ed il contributo della fusoliera rappresenta il 25% circa.

Table 5.1 Examples of Fuselage Fineness Ratios and Wetted Areas				
Type	l_f/d_f	S (ft ²)	S_{wet_f} (ft ²)	S_{wet_f}/S
Cessna 210	5.02	175	319	1.82
Cessna 207	5.69	174	425	2.44
Cessna 185	5.15	176	292	1.68
Cessna 310	5.40	179	306	1.71
Cessna 414	5.52	195.7	488	2.49
Beech Sierra	5.22	146	332	2.27
Beech Bonanza ('58)	4.98	181	323	1.78
Beech Baron	5.69	199.2	362	1.82
Beech Duke	5.59	212.9	586	2.28
Beech King Air	6.06	294	652	2.22
Piper Navajo	5.97	229	502	2.19
Piper Seneca	5.68	206.5	356	1.72
Learjet M24	8.80	232	502	2.16
Shorts SD3-30	7.43	453	1,543	3.41
Fokker F-28-4000	8.59	850	2,454	2.89
Boeing 757-200	11.7	1,951	5,601	2.87

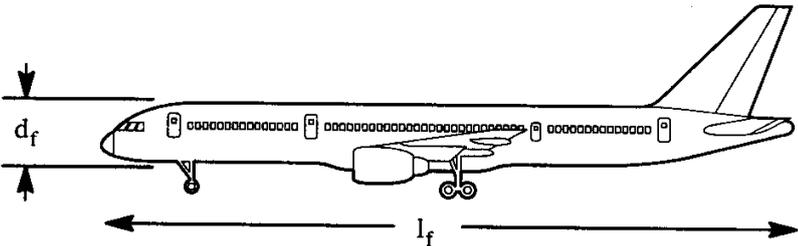


Fig. 4.6 : Rapporto di snellezza e Superficie bagnata della fusoliera

4.5 Contributi alla resistenza parassita, esempi e ordini di grandezza

Essendo la resistenza di un velivolo pari al coefficiente di resistenza per la superficie di riferimento S e per la pressione dinamica q , cioè

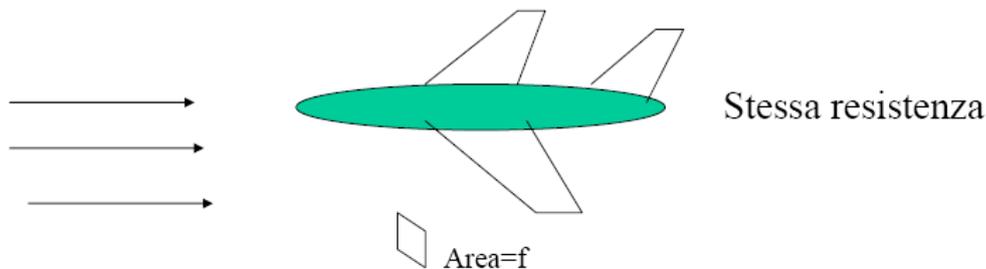
$$D = C_D q S$$

La resistenza parassita di un velivolo sarà pari a $C_{D0} q S$.

Si può definire **area parassita equivalente** il prodotto di C_{D0} e di S , cioè :

$$f = C_{D0} \cdot S \quad (10)$$

Poiché il C_D di una lastra piana posta a 90° rispetto alla corrente (resistenza di scia) è circa 1.0, è evidente che il significato fisico dell'area parassita equivalente di un velivolo è l'area di una lastra piana che posta perpendicolarmente alla direzione del moto offre una resistenza uguale a quella del velivolo. E' chiaro che l'area parassita equivalente f del velivolo sarà la somma dei contributi dovuti ai singoli elementi del velivolo, quindi anziché andare a calcolare il contributo al C_{D0} , potrei andare a valutare il contributo in resistenza, cioè in f di ogni singolo elemento.



Di seguito sono riportati degli esempi relativi all'area parassita equivalente di vari velivoli. Si vede chiaramente che i velivoli grandi sono caratterizzati da un'area parassita equivalente più alta. Infatti la resistenza è maggiore. In effetti però, in relazione alla dimensione del velivolo (cioè in proporzione) l'area parassita dei velivoli più grandi è più piccola. Infatti il C_{D0} dei velivoli da trasporto a getto è dell'ordine di 0.018-0.020 mentre quello di un velivolo leggero tipo Cessna è dell'ordine di 0.027-0.030. Questo è dovuto sia al maggiore valore del numero di Reynolds di volo (crociera) relativo al velivolo grande (grande dimensione ed alta velocità) che riduce il coefficiente di attrito, sia alla maggiore "pulizia" aerodinamica. Questo ultimo aspetto è connesso al fatto che c'è maggiore cura nel levigare la superficie (rivetti) in un velivolo grande, sia al fatto che le escrescenze (tipo antenne e altro) hanno un peso inferiore in quanto il loro contributo deve essere sempre adimensionalizzato rispetto alla superficie di riferimento (molto più grande per un velivolo da trasporto a getto).

Esempi:

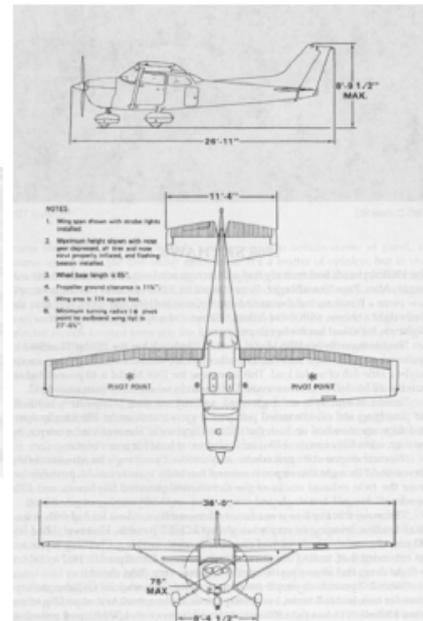
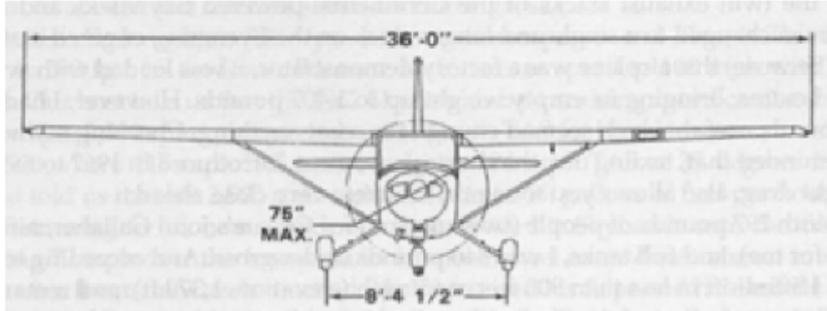
Velivolo tipo Cessna : $S=20 \text{ mq}$ $C_{D0}=0.027$ $f=0.54 \text{ mq}$ (lato 0.73 m)

Velivolo tipo ATR : $S=60 \text{ mq}$ $C_{D0}=0.025$ $f=1.50 \text{ mq}$ (lato 1.22 m)

Velivolo tipo B737 : $S=100 \text{ mq}$ $C_{D0}=0.022$ $f=2.20 \text{ mq}$ (lato 1.48 m)

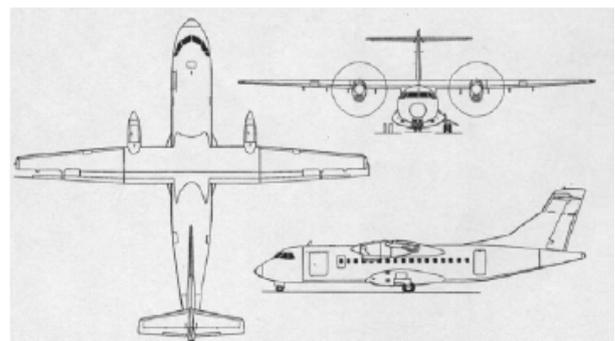
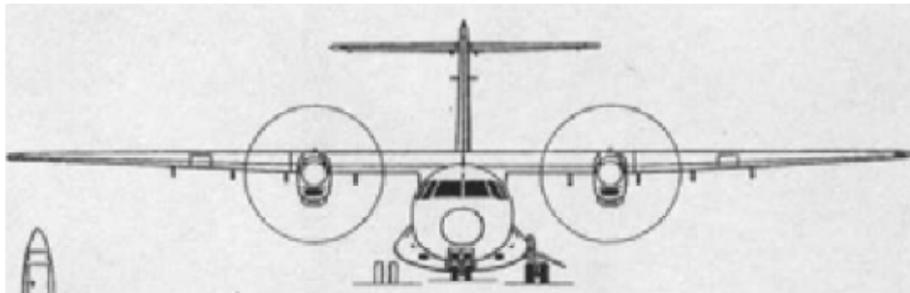
Velivolo tipo B747 : $S=500 \text{ mq}$ $C_{D0}=0.018$ $f=9.00 \text{ mq}$ (lato 3.00 m)

Area parassita equivalente f Cessna SkyHawk



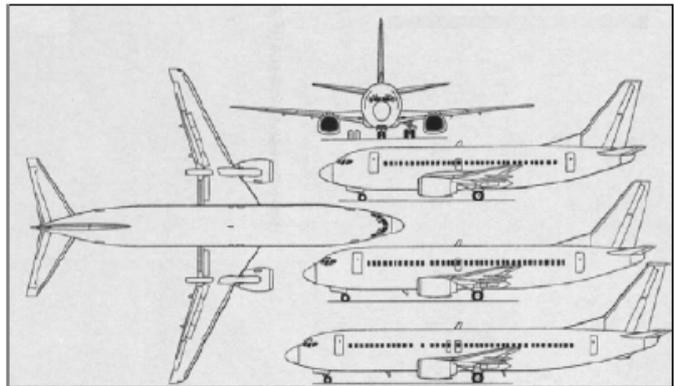
Area parassita equivalente f

ATR 42



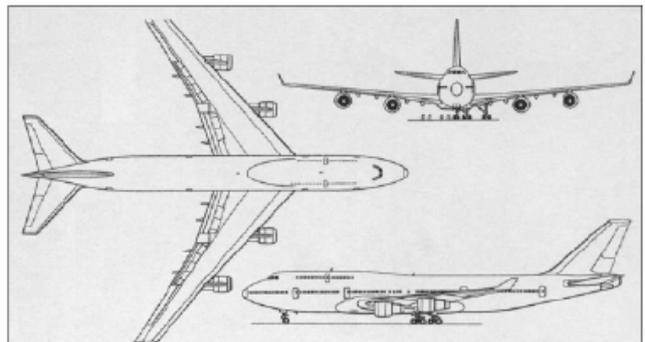
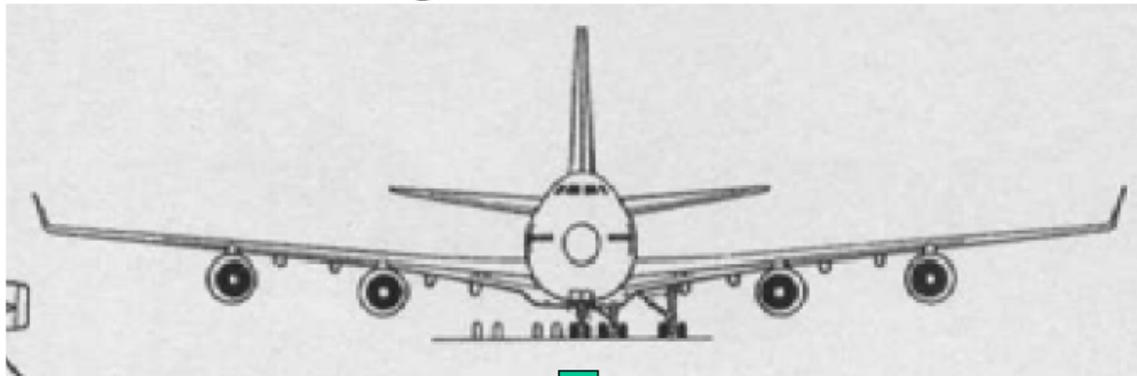
Area parassita equivalente f

Boeing 737 - 400



Area parassita equivalente f

Boeing 747 - 400



Nelle pagine successive vengono riportate delle tabelle e grafici che mostrano come il contributo di resistenza parassita di un velivolo sia suddiviso tra i vari componenti, come ci siano ad esempio dei contributi dovuti al passaggio dell'aria attraverso le fessure esistenti, ad esempio tra l'ala e le superfici mobili (alettoni e flap) (gap drag).

Alla pagina 18 si può ad esempio vedere che un velivolo della classe business jet come il Learjet25 riportato in figura sotto ha in crociera una resistenza indotta pari al 21%, una resistenza di attrito pari al 53% ed una resistenza di interferenza pari a 9%.

La seconda tabella alla pagina 18 mette in risalto come il contributo di attrito proviene dai vari componenti.

Alla pagina 19 è mostrato un istogramma che mostra come per un velivolo subsonico in crociera il contributo di resistenza dovuta alla portanza è piccolo, mentre nella condizione di decollo (alto coefficiente di portanza) tale contributo sale a più del 50%. A destra è mostrato lo stesso "break-down" della resistenza per un velivolo supersonico.

Sempre a pagina 19 invece, viene riportato il contributo al CDo di un velivolo, in modo schematico, evidenziando come partendo da una forma semplice di ala+fusoliera+piani si arrivi al velivolo completo di tutte le piccole modifiche necessarie al volo (ad esempio il raffreddamento del motore, ecc.). A pag. 20 è riportato una suddivisione della resistenza per un velivolo da trasporto a getto in crociera, sia relativamente ai componenti, sia alle cause (confrontare con tabella alla pagina 18 relativa ad un business-jet).

Alla pagina 21 è riportato un grafico che mostra come, in termini causali, ogni velivolo può avere contributi diversi in relazione alla sua tipologia. In particolare l'ala e la fusoliera hanno sempre un contributo significativo, mentre i piani e le altre cause hanno un contributo variabile in relazione al velivolo.

Alla pagina 22 sono riportate degli esempi di polari di velivoli che mostrano anche l'effetto di carrello e flap sulla polare (per un Cessna) e, per un velivolo da trasporto a getto, l'effetto della comprimibilità sulla polare del velivolo (polari a vari numeri di Mach).

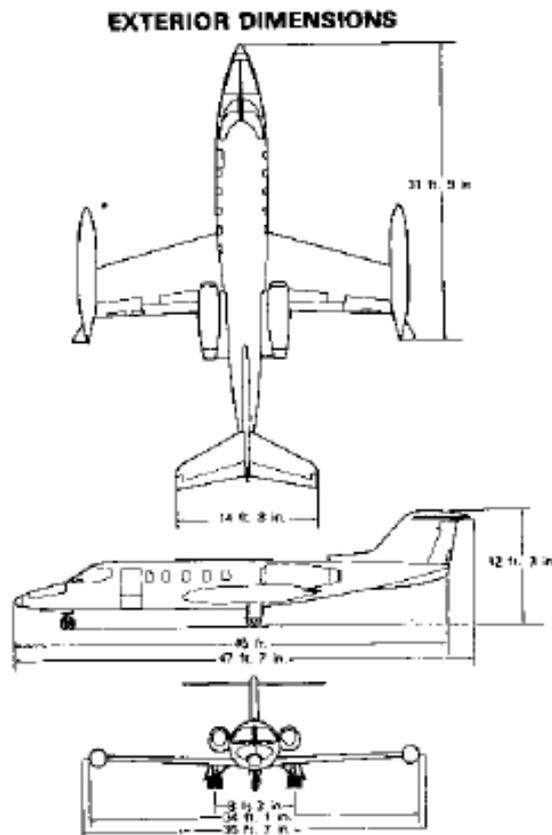


Figure 4.27 Gates Learjet Model 25. (Courtesy Gates Learjet Corp.)

Table 5.2 Cruise Drag Breakdown for the Learjet Model 25 (Ref. 5.8)		
$M = 0.75$	$C_L = 0.336$	$C_D = 0.0338$
Source	ΔC_D	% of Total
Causal Drag Breakdown:		
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
Profile Drag Breakdown:		$\Delta C_{D_{\text{profile friction}}} = 0.0180$

Breakdown CAUSALE della resistenza di un velivolo business jet (Learjet 25)

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
Total profile drag (friction)	0.0180	100.00
Courtesy: Bombardier Learjet		
		

Breakdown per COMPONENTI della resistenza di attrito di un velivolo business jet (Learjet 25)

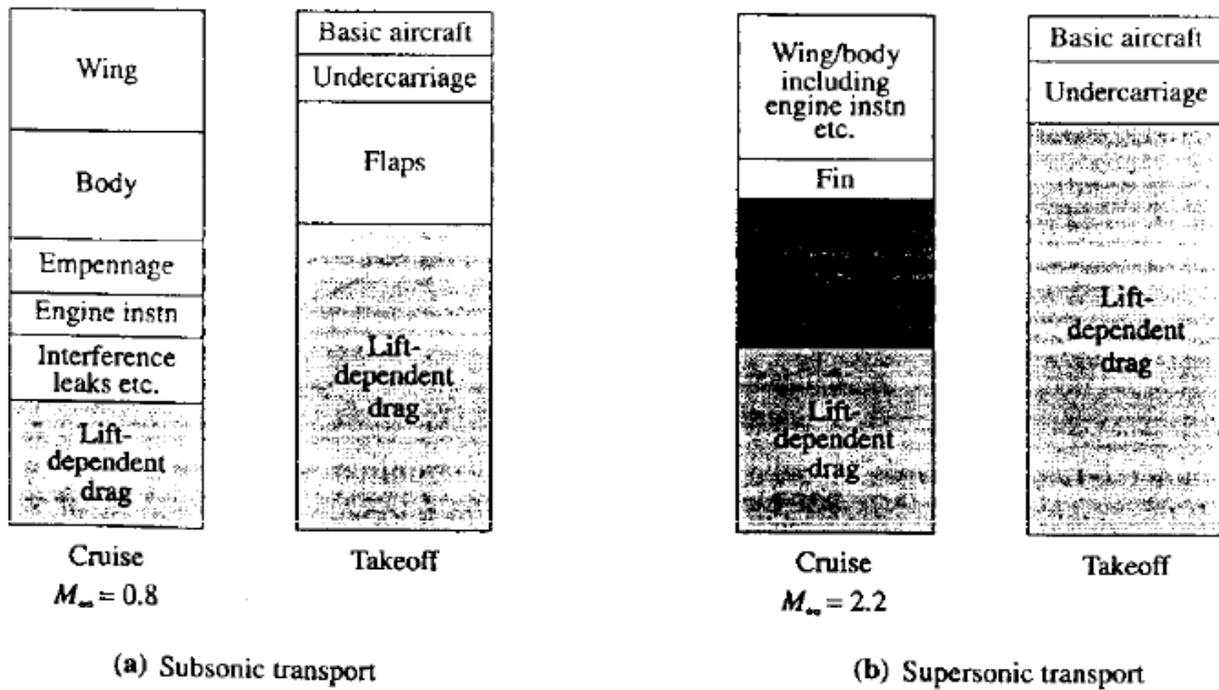


Figure 2.53 Comparison of cruise and takeoff drag breakdowns for (a) a generic subsonic transport and (b) a generic supersonic transport.

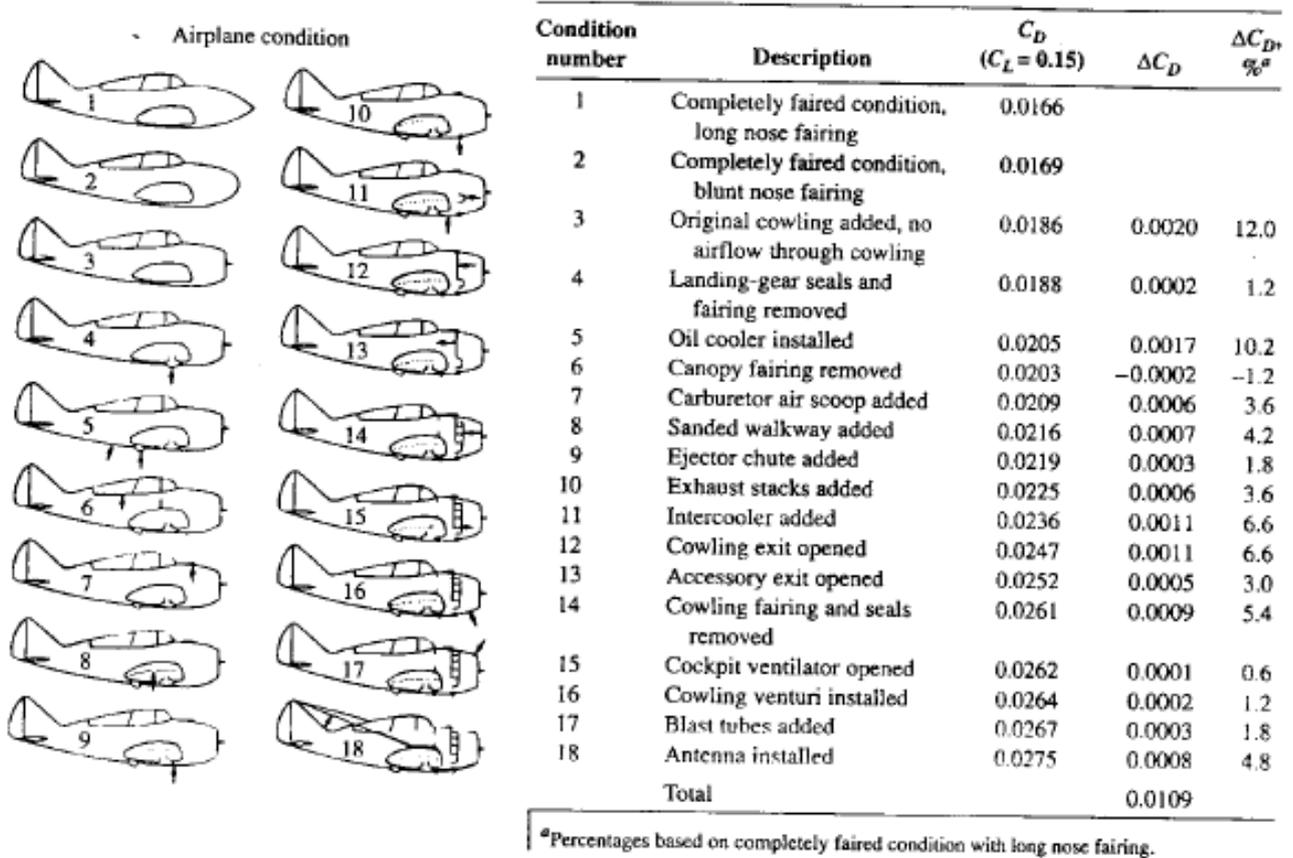
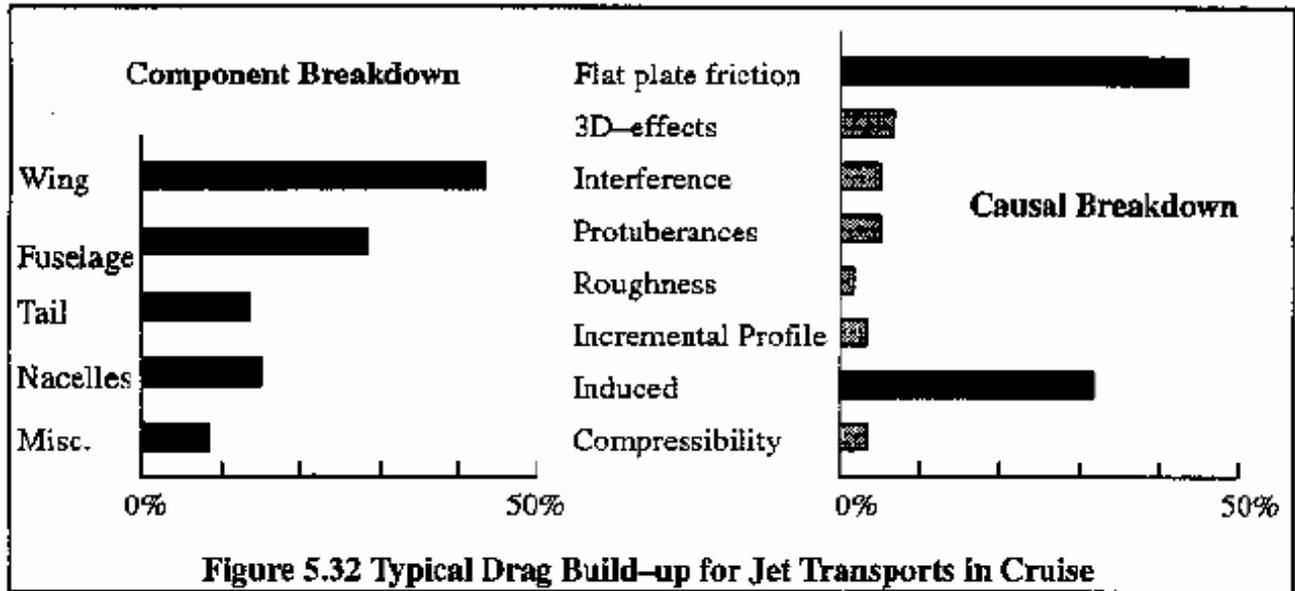


Figure 2.41 The breakdown of various sources of drag on a late 1930s airplane, the Seversky XP-41. [Experimental data from Paul J. Coe, "Review of Drag Cleanup Tests in the Langley Full-Scale Tunnel (from 1935 to 1945) Applicable to Current General Aviation Airplanes," NASA TN-D-8206, 1976.]



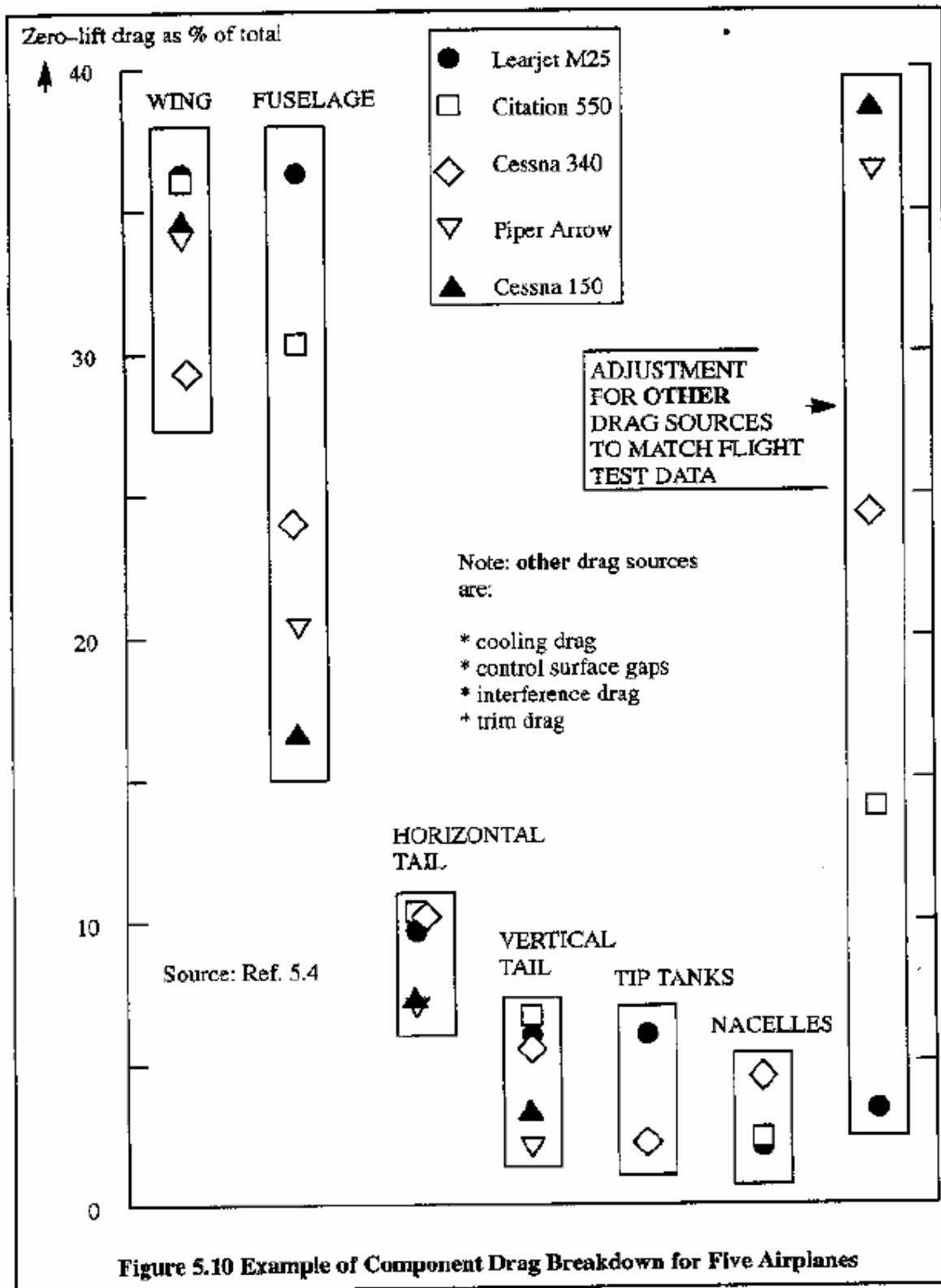


Figure 3.1 Drag Polars: Cessna 177

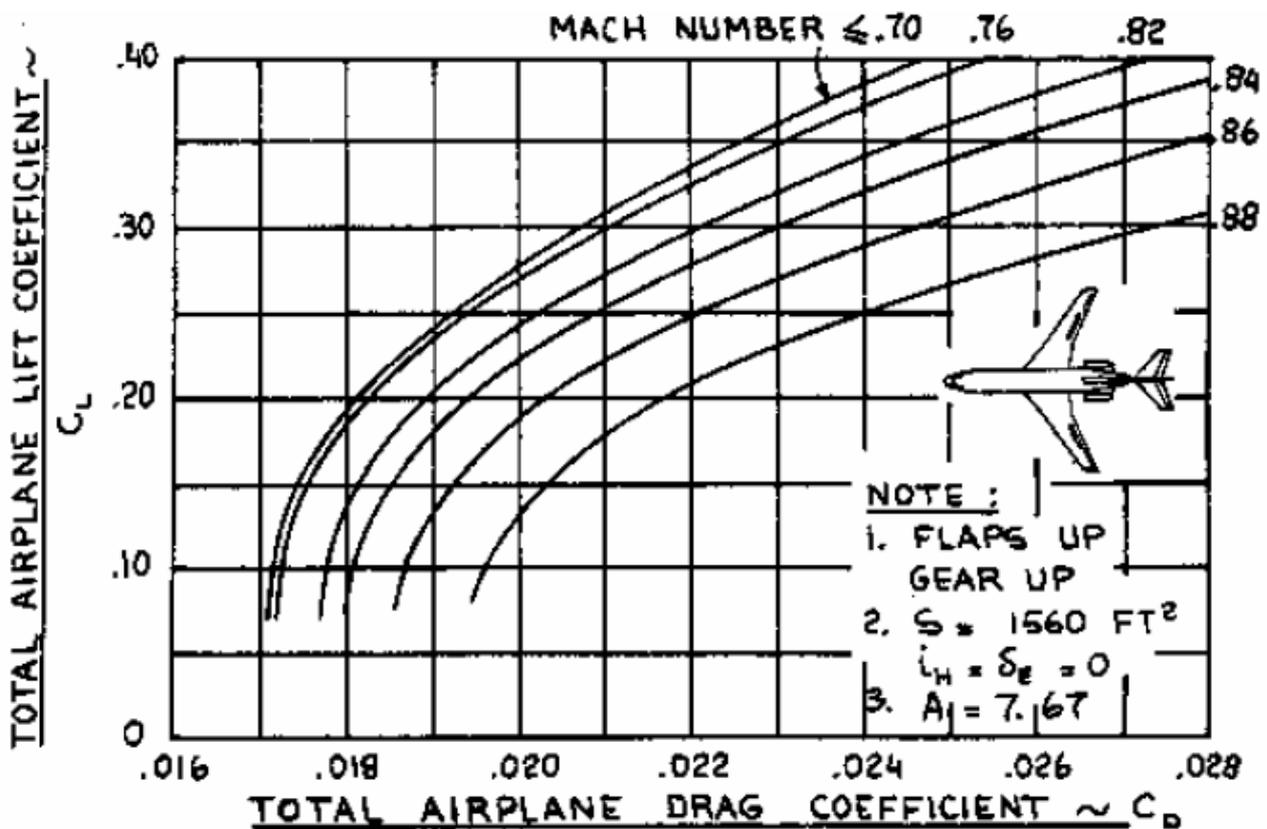
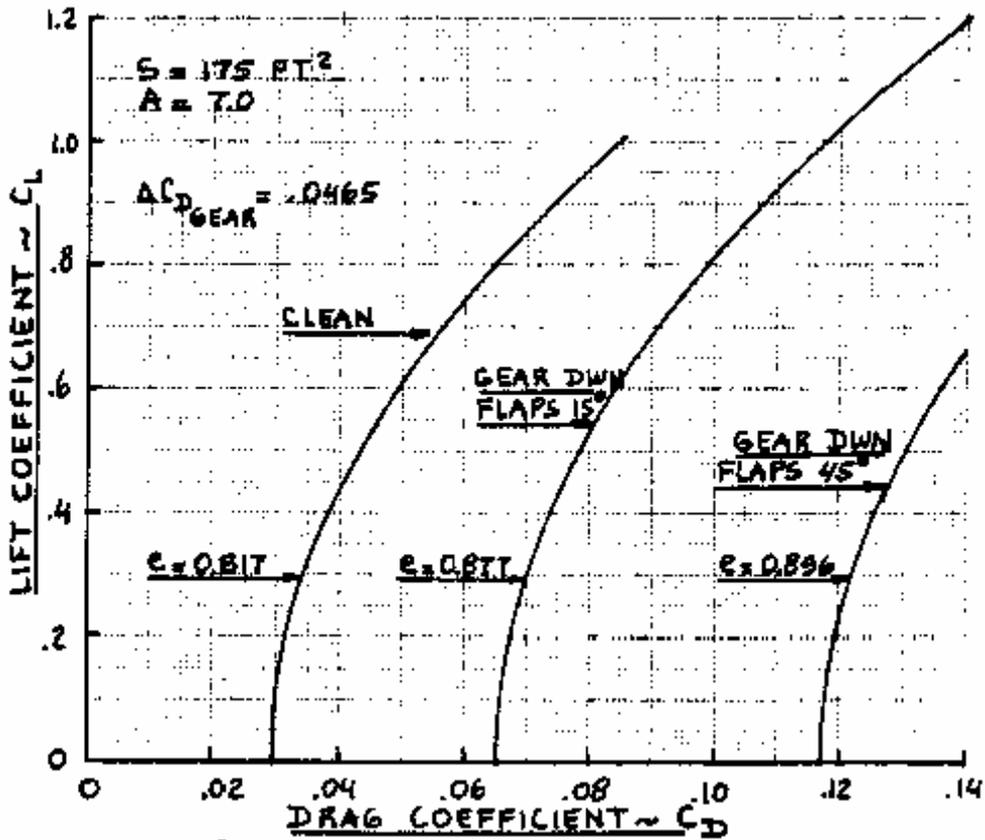


Figure 3.12 Drag Polars: Boeing 727-100

4.6 Calcolo della polare di un velivolo- metodo statistico

Calcolo del CDo e di f

E' possibile valutare il CDo di un velivolo su base statistica.

In effetti è possibile pensare che il valore di f (=CDo S) sia ottenibile come resistenza di attrito moltiplicando l'area bagnata totale del velivolo per un C_f "equivalente" che tenga conto che la resistenza non è solo resistenza di attrito, ma ci sono anche altri contributi (anche se secondari) alla resistenza parassita (scia, interferenze, escrescenze, gaps, raffreddamento motore, etc.). E' chiaro quindi che questo C_f sarà sicuramente maggiore del C_f di lastra piana ottenibile dal diagramma Cf-Re. Quindi :

$$f = C_{f_{eq}} * S_{wet}$$

Per stimare f (e quindi successivamente CDo, nota la superficie di riferimento S , $CDo=f / S$), bisogna quindi effettuare il calcolo (o la stima) dei due termini.

Area bagnata S_{wet} .

L'area bagnata, nota la geometria del velivolo è stimabile dai disegni 3D ed attraverso gli attuali programmi di disegno al calcolatore (CAD, CATIA, etc.).

Si può però effettuare una stima considerando le geometrie come geometrie semplificate.

L'area bagnata dell'ala, ad esempio, è pari a circa 2 volte la superficie in pianta esposta (vedi paragrafi precedenti).

In generale, per la stima della superficie bagnata dell'intero velivolo si possono anche considerare i grafici della pagina seguente che mostrano come, approssimativamente, l'area bagnata di un velivolo da trasporto è circa pari a 6 volte la superficie di riferimento. Se si fa riferimento, sempre nella stessa figura, ad un velivolo tipo Cessna, invece l'area bagnata risulta pari a circa 4 volte S .

La superficie bagnata complessiva di un velivolo da trasporto a getto risulta quindi pari a circa 5-6 volte la superficie alare S . Infatti la superficie bagnata dell'ala è all'incirca 1.8 volte S , quella della fusoliera circa 2-3 volte S , quella dei piani circa 0.5-0.8 volte S , e quindi si arriva ad un totale di 5-6 volte S .

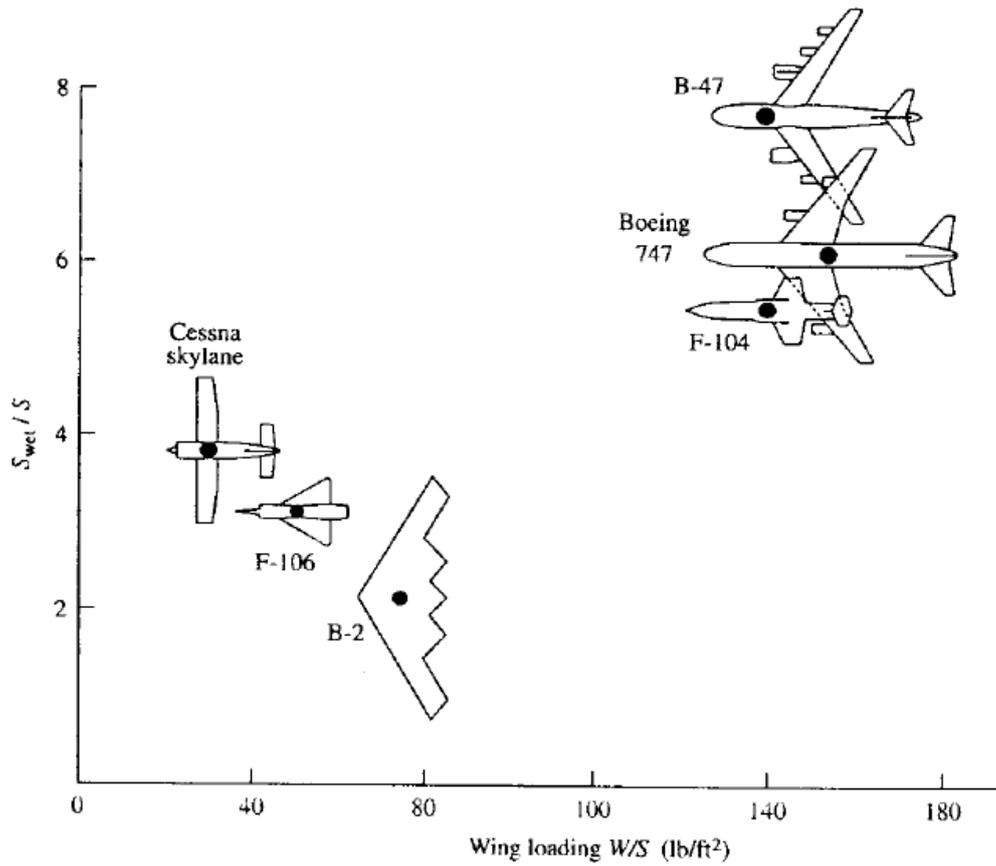


Figure 2.54 Ratio of wetted surface area to reference area for a number of different airplane configurations.

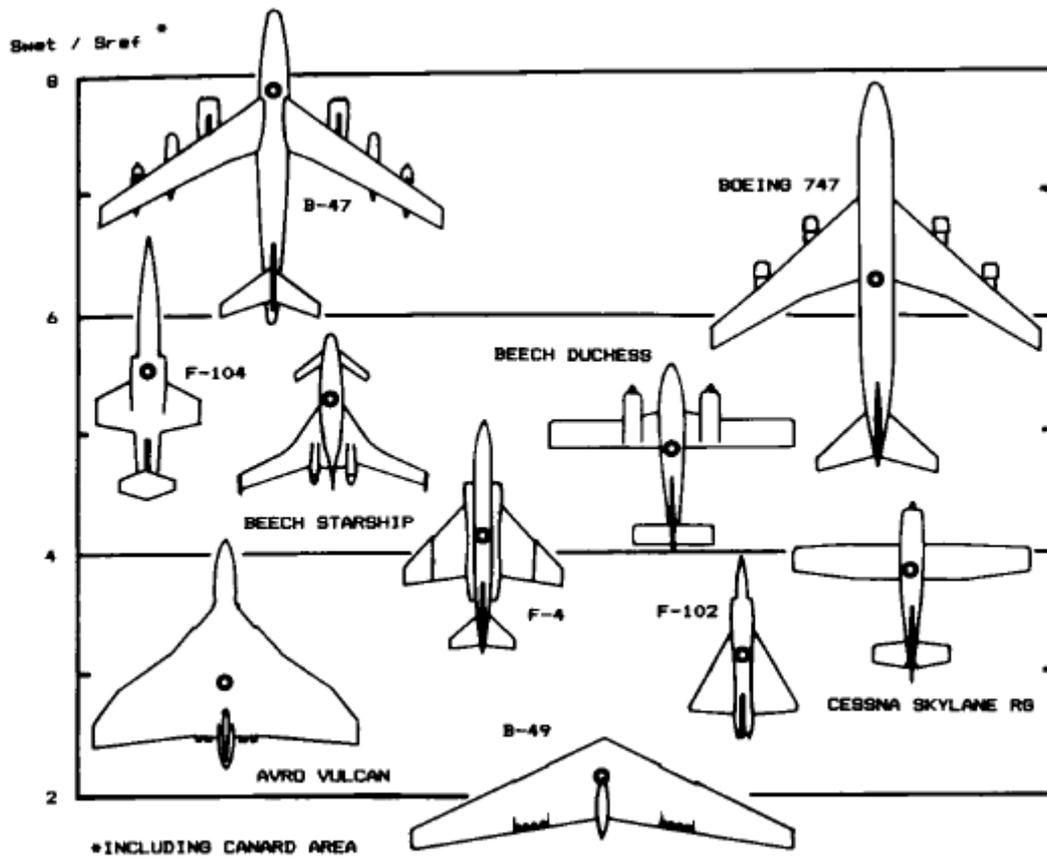


Fig. 3.5 Wetted area ratios.

Cf equivalente $C_{f_{eq}}$

Per la stima del coefficiente di attrito equivalente si possono seguire due strade.

Metodo A

La prima è quella di stimare il $c_{f_{eq}}$ dal diagramma di sotto, in funzione del Reynolds caratteristico della condizione di crociera del velivolo. Tale Reynolds è ottenibile come Reynolds basato sulla corda media e sulla velocità e quota di crociera (densità e viscosità).

Il $c_{f_{eq}}$, praticamente risulta pari al cf di lastra piana moltiplicato per 1.5. Infatti il diagramma mostra il cf equivalente di una serie di velivoli in funzione del Reynolds, appunto. Tutti i punti si trovano molto prossimi ad una linea che rappresenta appunto il cf di lastra piana moltiplicato per 1.5.

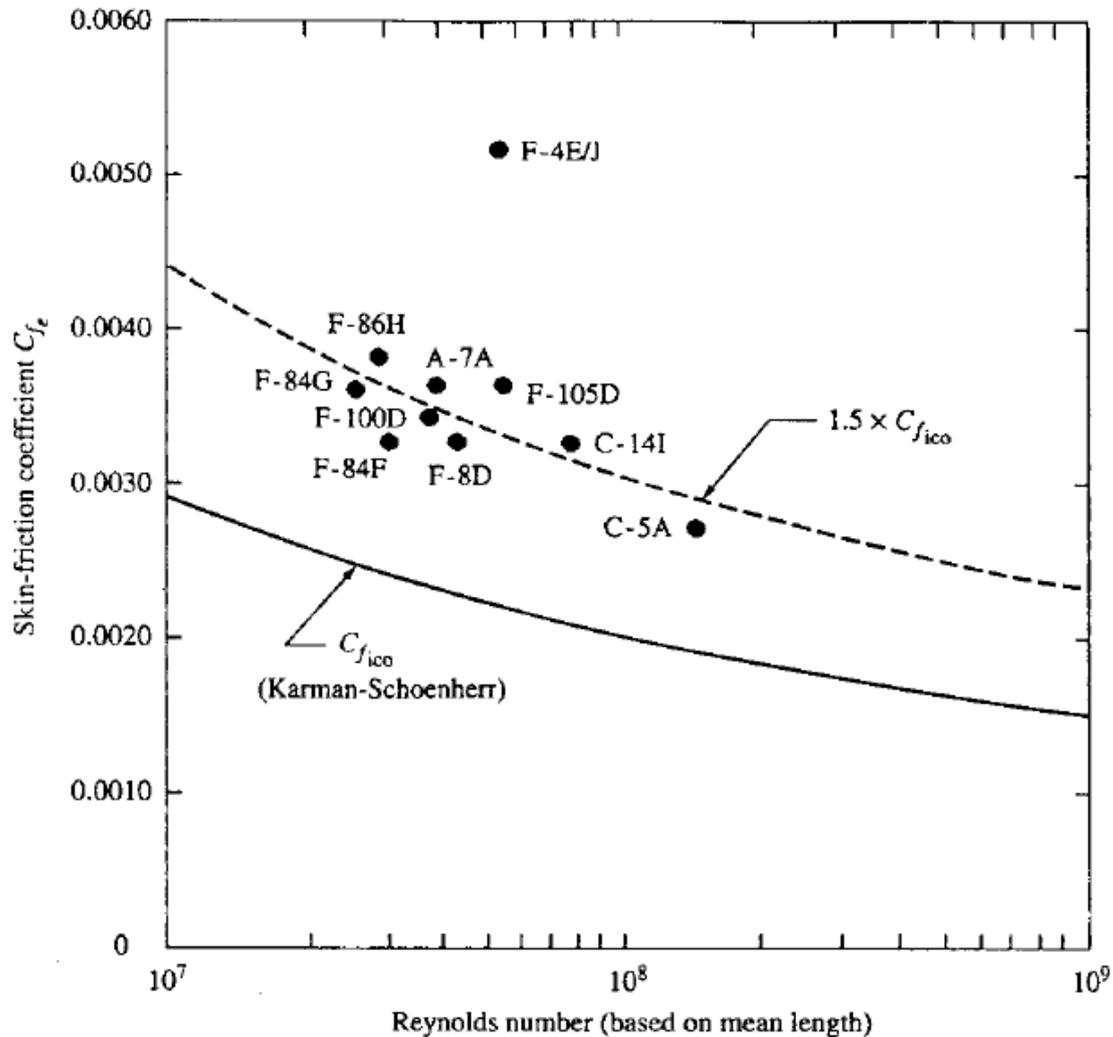


Figure 2.55 Equivalent skin-friction drag for a variety of airplanes.
(After Jobe, Ref. 27.)

Prendendo ad esempio il velivolo del paragrafo precedente (P68), essendo in crociera il Reynolds dell'ala pari a 6.6 milioni, si trova un Cf turbolento di lastra piana (vedi grafico CAP 2) pari a 0.0032, che, moltiplicato per 1.5 fornisce : $C_{f_{eq}} = 0.0048$. La superficie bagnata del velivolo è circa 5 volte S e pari a 90 m^2 .

Il valore di f risulta quindi pari a :

$$f = C_{f_{eq}} S_{wet} = 0.432 \text{ m}^2$$

$$\text{da cui si può ricavare il CDo, sapendo che } S=18 \text{ m}^2 \Rightarrow \text{CDo} = 0.432/18 = 0.024$$

Qui sotto si può anche vedere come storicamente il valore del C_f “equivalente” si è ridotto negli anni, passando da velivoli poco aerodinamici (fratelli wright) a velivoli più aerodinamici, come i jet moderni. E’ da considerare anche che il valore del C_f per i moderni velivoli a getto è più basso anche in relazione ad un minore C_f di attrito dovuto al Reynolds molto più elevato (velocità di volo maggiore) oltre che per una maggiore finezza aerodinamica (anche in relazione a superfici più levigate).

La figura sotto mostra come il c_f equivalente si sia ridotto negli anni, per vari attori:

- riduzione della resistenza di scia (ad esempio dovuta a cavi e montanti, non più presenti nei velivoli moderni)
- aumento delle dimensioni (quindi del Reynolds)
- aumento delle velocità (ancora Reynolds)
- miglioramento della rugosità delle superfici (rivetti levigati)

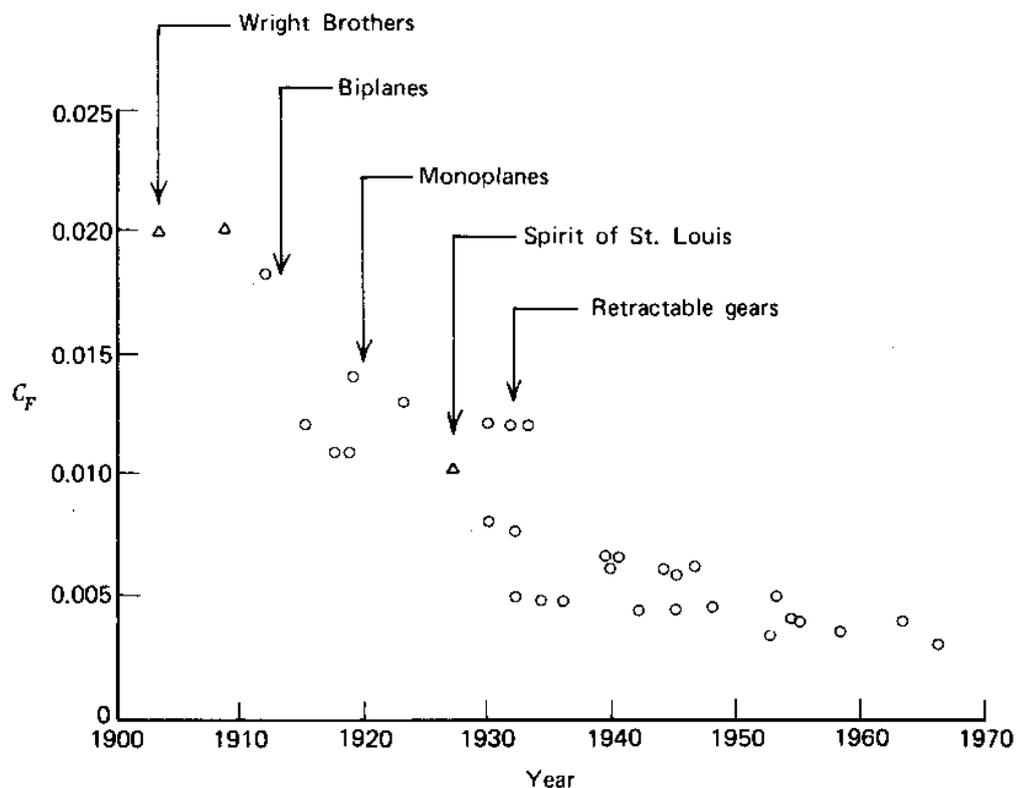


Figure 4.26 Historical survey of drag.

Metodo B

La seconda metodologia per stimare il c_f equivalente è di servirsi di assunzione su base statistica. La tabella della pagina successiva mostra come è possibile scegliere un valore plausibile del c_f equivalente sulla base della tipologia del velivolo. Il valore scelto è comunque lasciato alla sensibilità di chi fa il calcolo. In definitiva se ho un velivolo più “sporco” aerodinamicamente dovrò assumere un c_f equivalente più alto di quello proposto per la categoria del velivolo in esame.

Ad esempio per il bimotore ad elica P68 si dovrebbe scegliere un valore di circa 0.0050 – 0.0055, più alto di quello ricavato con la legge mostrata precedentemente $1.5 * C_f$ turbolento.

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

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

Stima del fattore di Oswald e

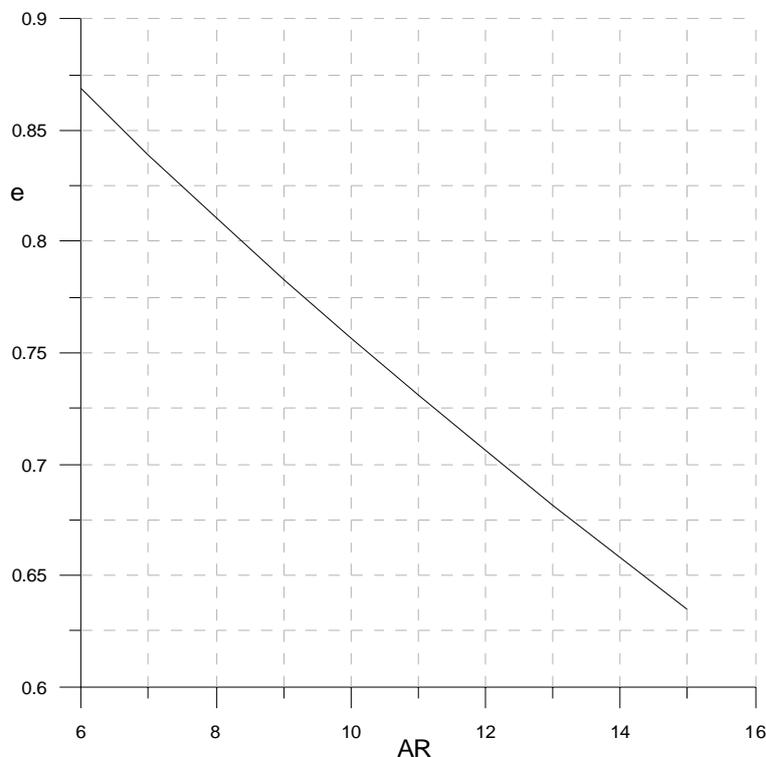
Il fattore di Oswald è in teoria ottenibile dalla relazione (7), una volta noti i valori di δ e dei vari K_v .

In effetti una valutazione fatta in questo modo non sempre porta a risultati accurati, in quanto i valori di K_{v_w} e di K_{v_f} sono molto dipendenti dalla geometria dell'ala e della sezione della fusoliera e le formule proposte precedentemente sono abbastanza approssimate. Inoltre non si terrebbe conto di effetti secondari dovuti alla freccia e all'allungamento alare.

E' possibile stimare il fattore di Oswald attraverso una formula semi-empirica che è valida per tutti i velivoli dotati di ala con freccia molto bassa :

$$e = 1.78(1 - 0.045 * AR^{0.68}) - 0.64$$

La formula è rappresentata graficamente nella figura seguente.



Per valori di freccia , comunque contenuti ($< 30^\circ$) ma non nulli, si può tenere conto della formula :

$$e = 4.61 \cdot (1 - 0.045 * AR^{0.68}) \cdot (\cos \Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1$$

Dove è presente l'angolo di freccia del bordo di attacco dell'ala, oltre che, come prima, l'allungamento alare dell'ala.

E' possibile anche effettuare una stima su base statistica di "e".

Nella tabella della pagina 29 sono riportati valori di e per una serie di velivoli. E' possibile vedere come il valore di e varia tra 0.70 e 0.90. In relazione ad un utilizzo di sistemi di riduzione della resistenza indotta tipo winglet, o in relazione a forme in pianta particolare, i valori di e possono

risultare anche prossimi se non maggiori di 1.0. Tuttavia, assumere per primi calcoli di prestazioni, un valore di e prossimo a 0.80-0.85 non rappresenta un errore elevato.

Un velivolo da trasporto a getto, dotato di winglet, ha un valore tipico del fattore di oswald pari a 0.85-0.90.

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	0.69
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 95	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	<u>Jet Bombers</u>			
P-51B	0.86				
P-51F	0.80				
XP-60C	0.66	Boeing B-47B	0.84		
P-61A	0.86	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				

Fattore di Oswald per vari velivoli

Infine, nella tabella della pagina 30 sono riportati i valori di C_{Do} ed "e" (quindi le polari) per una serie di velivoli, a partire dai Cessna, fino a velivoli da trasporto a getto.

Valori di C_{Do} vanno da 0.030 per velivoli monomotori ad elica con carrello fisso fino a 0.017 per velivoli da trasporto a getto moderni.

E' opportuno segnalare che il C_{Do} NON E' UNA MISURA DELLA RESISTENZA, in quanto è un coefficiente e quindi non rappresenta una forza.

Se considero due velivoli che hanno la stessa resistenza, ma il primo con una superficie alare S del 10% inferiore, il suo coefficiente di resistenza C_{Do} sarà del 10% maggiore anche se la resistenza non è inferiore.

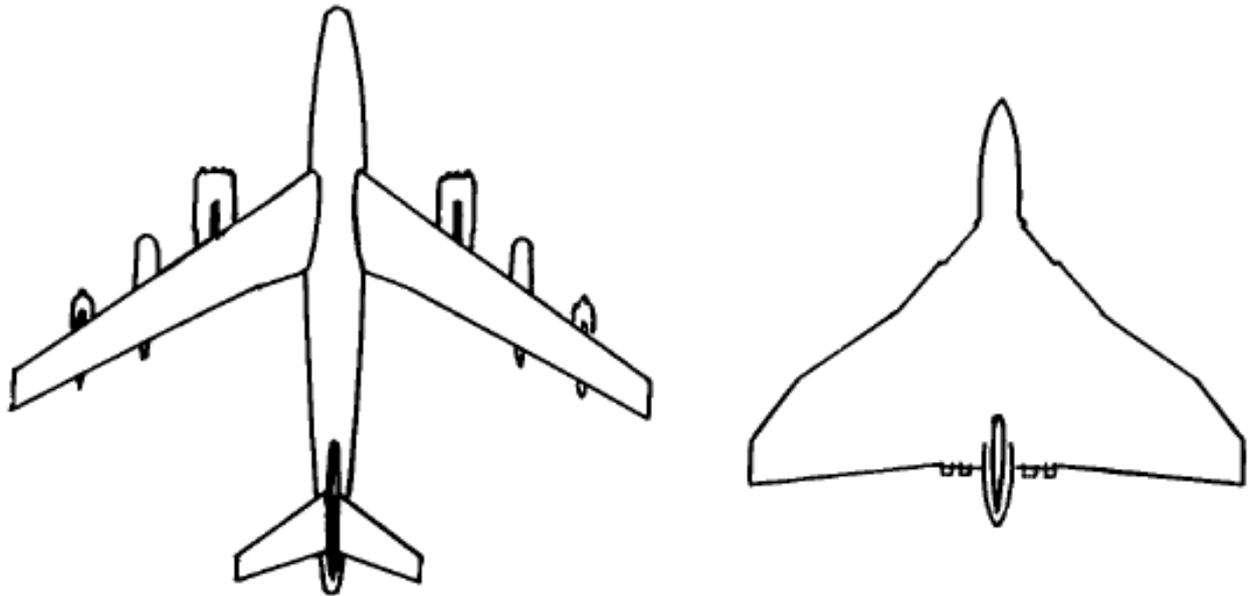
Il valore dell'area parassita equivalente $f = (C_{Do} S)$ è invece una misura della resistenza di un velivolo.

Type	Wing Area, S	Aspect Ratio	$\frac{S_{wet}}{S}$	Drag Polar	e	$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$ @ C_L
	ft ²			$C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$		
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

Un parametro importante, anche riportato nella tabella sopra, è l'efficienza massima E_{MAX} , cioè il massimo rapporto tra C_L e C_D della polare del velivolo.

Tale parametro è influenzato sia dal C_{D_0} (resistenza parassita) che dalla resistenza indotta (fattore di Oswald).

E' evidente che una ottima efficienza è raggiungibile sia attraverso una bassa resistenza parassita (ad esempio un velivolo con solo ala con motore integrato non risente della resistenza della fusoliera, delle gondole e dei piani di coda) che grazie ad una bassa resistenza indotta (elevati allungamenti alari). Ad esempio i due velivoli della pag. 31 sono caratterizzati dalla stessa efficienza aerodinamica.



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

Fig. 3.4 Does aspect ratio predict drag?

Come si vedrà anche nel capitolo 5, l'efficienza massima è funzione sia dell'allungamento alare (che riduce la resistenza indotta) che della resistenza parassita. Essendo la resistenza parassita collegata alla superficie bagnata del velivolo si può vedere come l'efficienza massima sia in effetti una funzione del rapporto tra l'apertura b al quadrato e la superficie bagnata. In pratica si può definire il cosiddetto wetted Aspect ratio:

$$AR_{WET} = \left(\frac{b^2}{S_{WET}} \right) = \left(\frac{b^2}{S} \right) \cdot \left(\frac{S}{S_{WET}} \right) = AR \cdot \left(\frac{S}{S_{WET}} \right)$$

E' quindi chiaro che tale allungamento risulta circa 5-6 volte più piccolo di quello geometrico AR .

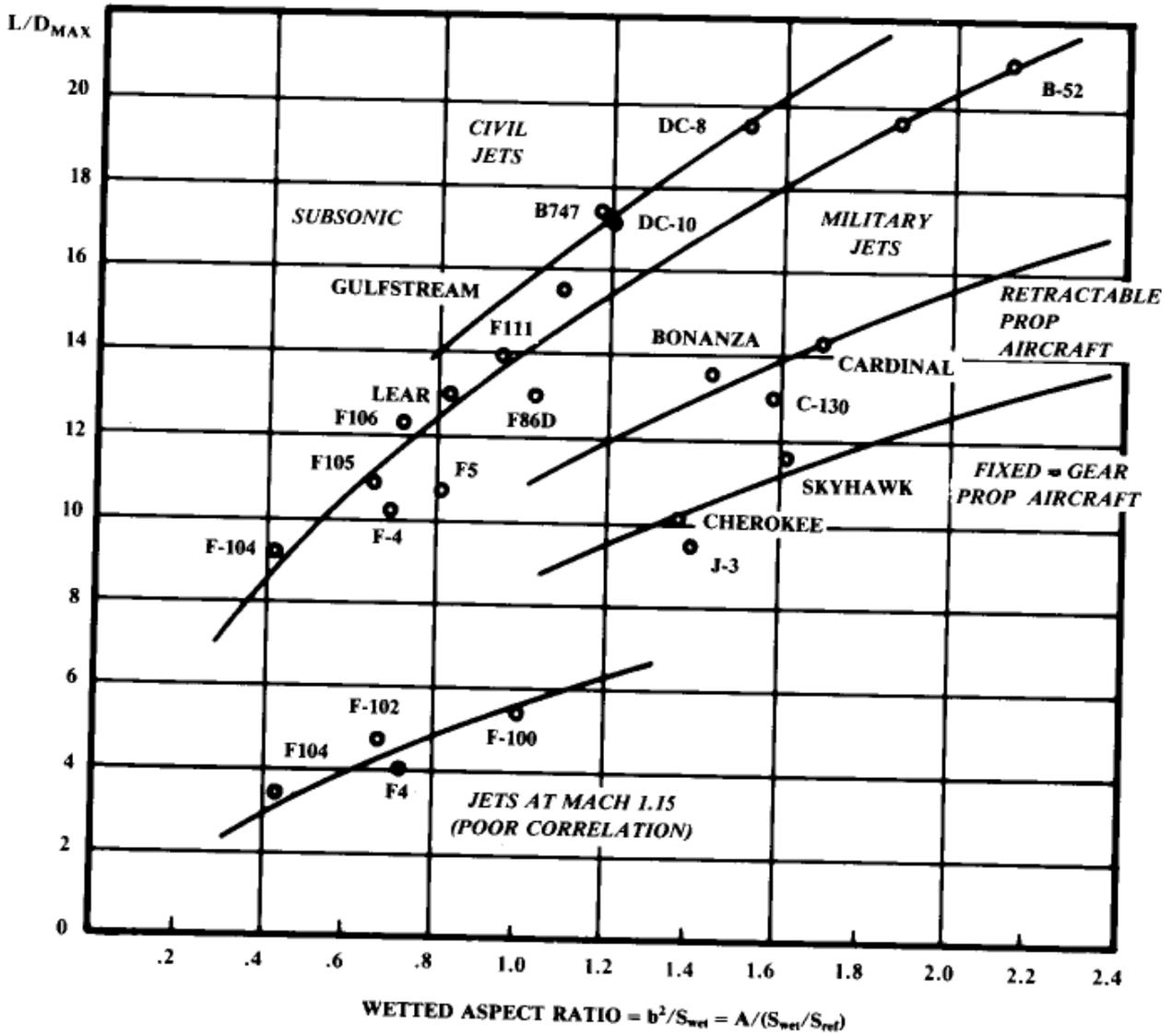


Fig. 3.6 Maximum lift to drag ratio trends.