

LA DISTRIBUZIONE DELLA PORTANZA

Quando si inizia la realizzazione di un nuovo aeromodello partendo da zero, a volte si è tentati di azzardare qualche considerazione di aerodinamica pratica, utilizzando al meglio le scarse ed incomplete nozioni che sono normalmente a disposizione dei costruttori di modelli volanti.

Selezionato il profilo alare e la relativa incidenza, ipotizzando una possibile velocità di volo in base all'esperienza di ciascuno di noi ed il tipo di modello, arriviamo a contare su un determinato *coefficiente di portanza (CL)*.

Se l'incidenza rimane costante per tutta la *semi-apertura alare (s)*, anche il coefficiente di portanza rimane costante.

Quindi, se immaginiamo di suddividere l'ala in tante "*fettine*" (magari di uguale larghezza), siamo portati a concludere che ognuna di esse sviluppi una "*briciola*" di portanza strettamente proporzionale alla sua superficie.

La somma di tutte queste piccole porzioni di portanza è identica al peso del modello in volo orizzontale livellato, alla velocità più sopra ipotizzata. Questo è quanto ci insegna qualsiasi manuale divulgativo di aerodinamica. Questo è quello che si fa normalmente per i calcoli strutturali, sia per aeromodelli, sia per velivoli amatoriali portapersona.

Quasi sempre, verso l'estremità il profilo evolve in un altro profilo più sottile, calettato ad un incidenza inferiore (magari 0°), nell'intento (o nell'illusione) di ridurre i vortici d'estremità.

Dal punto di vista strettamente aerodinamico, la realtà è ben diversa: la conclusione più sopra citata (cioè portanza proporzionale alla superficie) è valida solo per ala ad *allungamento infinito (AR= ∞)* (che esiste solo come astrazione teorica), sia che il profilo sia stato pescato in uno dei classici e sempre validi profilari oppure sia stato tracciato con un programma informatico, secondo la moda corrente.

Guardando un'ala qualsiasi, pensiamo subito ai *vortici d'estremità*, alla *resistenza indotta*, ed alle loro inevitabili conseguenze. Ma c'è dell'altro.

Sono arrivato a quanto sto per dirvi rileggendo la

corrispondenza che avevo a suo tempo scambiato con l'ingegnere tedesco Reimar Horten in Argentina, dove era emigrato alla fine della guerra 1939-1945. Come è noto a chiunque abbia approfondito il discorso sui tuttala Horten, Reimar ed il fratello Walter, dopo aver costruito un centinaio di modelli volanti a configurazione tuttala, erano passati alla progettazione di velivoli tuttala portapersona, prima come alianti e poi come aeroplani a motore. Furono oltre 40 i loro progetti, sulla base dei quali furono realizzate alcune centinaia di velivoli. Fortunatamente per gli alleati, la guerra sopracitata terminò prima che fosse realizzato il tuttala plurireattore da loro progettato e destinato a bombardare New York. Era stato approvato anche da Goering.

I fratelli Horten furono tra i primi a rendersi conto del reale significato pratico delle ricerche dei ricercatori tedeschi Lippisch, Multhopp, Schrenk, Weissinger, ed altri ancora.

Furono i primi ad applicare il principio della *distribuzione a campana della portanza* lungo l'apertura alare, anche se non è storicamente provato che sia stato inventato da loro.

Tutto ciò per "*giustificare*" il fatto che io abbia accettato come validissime molte considerazioni dell'ing.Horten.

Attentissimi come erano alla distribuzione della portanza lungo le semiali dei loro tuttala a freccia, per via della *distribuzione a campana* che avevano introdotto, i fratelli Horten impiegavano a questo scopo la procedura ideata dal ricercatore tedesco O.Schrenk negli anni '30 del secolo scorso. La memoria di Schrenk (Rif.8) è stata tradotta anche in inglese (NACA TM 948 - O.Schrenk - "A SIMPLE APPROXIMATION METHOD FOR OBTAINING THE SPAN-WISE LIFT DISTRIBUTION").

Esistono parecchi altri metodi di calcolo, (alcuni dei quali sono elencati tra i Riferimenti): i risultati finali sono praticamente identici, almeno per quanto riguarda la precisione richiesta nella pratica aeromodellistica. Basti pensare - per esempio - agli angoli d'incidenza, che in aeromodellismo esistono solo sulle tavole costruttive. Chi ha mai usato un inclinometro, magari elettronico, per verificare il calettamento di ala e stabilizzatore orizzontale?

Su suggerimento di Horten, questo procedimento di calcolo è stato ed è tuttora impiegato da costruttori amatoriali di aerodine (sia aeroplani, sia modelli volanti), non solo in Germania.

E' adatto per noi aeromodellisti, visto che non richiede l'impiego di calcoli matematici di livello medio-alto, quali integrali, derivate e simili: molti costruttori non hanno familiarità con queste procedure perché non hanno avuto l'opportunità di apprenderle, oppure perché le hanno dimenticate.

Esistono decine di altri metodi di calcolo (**Rif.2**), dovuti ai ricercatori sopracitati, (e di altri ancora, per esempio Weissinger, **Rif.5**): i risultati finali sono assai simili, tali da non giustificare l'impiego di procedure intrinsecamente complicate, soprattutto per noi aeromodellisti.

Vediamo brevemente di che cosa stiamo parlando.

In un'ala ad allungamento finito, priva di svergolamento (cioè con incidenza costante dalla radice all'estremità) solo la forma in pianta ellittica assicura una distribuzione ellittica della portanza a tutti gli angoli d'incidenza di impiego pratico.

Come insegna qualsiasi testo di aerodinamica basato sulla teoria di Prandtl (**Rif.3 e 4**), a ciò corrisponde la più piccola resistenza indotta.

La distribuzione lungo la semiapertura alare si scosta da quella ellittica quanto più la geometria dell'ala si scosta dalla forma ellittica.

Questa considerazione è alla base del ragionamento di Schrenk per ottenere il valore del coefficiente di portanza in qualsiasi punto della semiapertura alare.

La distribuzione della portanza è funzione di due componenti: una dipendente dalla forma in pianta dell'ala, mentre l'altra dipende dalla forma ellittica di un'ala avente la stessa superficie.

E' consuetudine prendere in considerazione un *coefficiente di portanza* $CL = 1$, al quale poi si rapportano i valori del profilo effettivamente scelto.

La portanza in ogni punto della semi-apertura alare è dato dalla relazione

$$CL \cdot c = \frac{1}{2} [c + K \cdot \sqrt{1 - (y_n / s)^2}] \quad (1)$$

nella quale i simboli significano:

CL = coefficiente di portanza

c = corda locale dm

S = superficie alare dm^2

b = apertura alare cm

s = $b/2$ = semi-apertura alare cm

c_m = corda media

y_n = distanza dalla radice alare

K = $(4 \cdot S) : (\pi \cdot b)$

Incidentalmente, l'espressione sotto radice quadrata rappresenta la "corda" di una ellisse.

Dividendo il valore trovato per ogni corda locale c si ottiene il coefficiente di portanza effettivo.

Vediamo una applicazione pratica del metodo Schrenk, utilizzando anche la seguente tabella, per sveltire i conteggi:

Punti Y_n (s)	$\sqrt{1 - (y/s)^2}$
0,0	1,000
0,2	0,980
0,4	0,917
0,6	0,800
0,8	0,600
0,9	0,436
0,95	0,311
0,975	0,221
1,000	0,000

E' consuetudine eseguire questi conteggi per **CL = 1**.

Per valori diversi da **CL = 1** bisogna moltiplicare i valori calcolati per il rapporto tra i due coefficienti di portanza.

Prendiamo in considerazione le semi-ali di tre possibili aeromodelli, **Tipo [I]**, **Tipo [II]**, e **Tipo [III]**; sono illustrati nelle **FIG. 1, 2, 3**. La corda d'estremità **F** è, in pratica, l'ultima centina significativa, prima del consueto terminale (più o meno arrotondato) omesso negli schizzi. Hanno le seguenti caratteristiche geometriche:

		[I]	[II]	[III]
Superficie S	dm ²	50	50	50
Apertura b	cm	200	256,4	200
Corda media c _m	cm	25	19,5	25
Allungamento AR	b/c _m	8	13,1	8
Carico alare	g/dm ²	40	40	40
Rastremazione	TR	0,66	0,625	1,00
$K = 4 \cdot S / \pi \cdot b$		31,847	24,83	31,847

Applicando la formula (1) si ottengono i seguenti valori di CL:

Punto	[I]	[II]	[III]
A	1,0378	1,0175	1,369
B	1,0572	1,0531	1,240
C	1,0613	1,0542	1,830
D	1,0375	1,0370	1,009
E	0,9342	0,9462	0,882
F	0,50	0,50	0,50
Valore medio	0.938	0,9346	0,955

La FIG.4 mostra la differenza fondamentale tra i tre tipi di ala per quanto concerne la variazione del coefficiente di portanza lungo a semi-apertura alare, mentre la FIG.5 indica la variazione della portanza locale. Le tre linee curve sono, molto probabilmente, parte di una ellisse.

A questo punto possiamo trarre alcune conclusioni indicative, (cioè **NON** di valore universale):

- contrariamente alle nostre logiche (?) aspettative, il valore del coefficiente di portanza CL non rimane costante lungo la semi-apertura; il suo valore medio è in ogni caso inferiore a quello di partenza;
- nell'ala a pianta rettangolare questo coefficiente subisce una "esaltazione" in corrispondenza della mezzeria, mentre per l'ala con rastremazione più o meno spinta l'incremento di CL si verifica a circa il 30% della semi-apertura, a partire

c) dalla radice, con incipiente "*mitten effekt*". In pratica il campo aerodinamico di un'ala è molto complesso: si pensi, ad esempio, al fenomeno del "*mitten effekt*", che si esalta nelle configurazioni alari a freccia positiva, come i fratelli Horten avevano riscontrato nei modelli volanti che avevano costruito prima di passare ai velivoli veri e propri.

Negli esempi dimostrativi sopra riportati sono stati scelti – per semplicità – solo sei punti: ovviamente la precisione aumenta aumentando il numero dei punti esaminati.

Quando prendiamo in considerazione un profilo, siamo stati abituati a prendere in considerazione la cosiddetta *efficienza aerodinamica E*, cioè il rapporto tra *portanza L* e *resistenza D*, oppure tra i due coefficienti relativi:

$$E = L : D = C_L : C_D \quad (2)$$

Per gli esempi sopra riportati abbiamo assunto $C_L = 1$; supponendo che il coefficiente di resistenza sia $C_D = 0,05$, ci aspettiamo un'efficienza $E = 1 : 0,05 = 20$.

Dai conticini che abbiamo eseguito risultano invece i seguenti valori:

$$[I] \quad E = 0,938 : 0,05 = 18,76$$

$$[II] \quad E = 0,9346 : 0,05 = 18,692$$

$$[III] \quad E = 0,9558 : 0,05 = 19,16$$

In pratica i risultati sarebbero ulteriormente peggiori, in quanto esiste anche un incremento della resistenza (secondo gli insegnamenti di Prandtl), del quale non si è tenuto conto in questa chiacchierata. Ne potremo parlare in un futuro convegno, ammesso di riuscire a trovare un valido studio sul quale basare i nostri ragionamenti di dilettanti appassionati di aerodinamica applicata.

Analoga sorpresa ci aspetta, se decidessimo di verificare i valori del *fattore di potenza W*, il cui valore massimo assicura la *minima velocità di caduta Vy*.

Qualsiasi testo di aerodinamica ci insegna che questo fattore è dato dalla relazione

$$W = CL^3 : CD^2 = E^2 \cdot CL \quad (3)$$

Nel profilo di partenza abbiamo $W = E^2 \cdot CL = 20$, mentre nelle tre ali prese in esame abbiamo

$$[I] \quad W = 18,76 \cdot 0,938 = 17,60$$

$$[II] \quad W = 18,692 \cdot 0,9346 = 17,47$$

$$[III] \quad W = 19,16 \cdot 0,956 = 18,13$$

Anche qui abbiamo un notevole peggioramento.
Se prendessimo in considerazione la formula che ci dà la *velocità di caduta*

$$V_y = 4 \cdot \sqrt{(Q/S) \cdot (CD^2 / CL^3)}$$

(che troviamo in qualsiasi manuale di aeromodellismo): troveremmo valori assai peggiori di quello che potremmo calcolare con i valori iniziali del profilo da allungamento infinito ($CL = 1$, $CD = 0,05$).

Concludendo questa semplice chiacchierata informativa, dovremmo ricordarci che, impegnandoci in conteggi elementari, utilizzando le consuete formule, dobbiamo usare un *coefficiente di portanza CL* debitamente corretto secondo la distribuzione della portanza lungo la semi-apertura alare. Il valore comunemente fornito per allungamento infinito può servire solo per un grossolano confronto tra i diversi profili disponibili.

Baveno 4 Agosto 2011

Ferdinando Galè

Nota: nella FIG.6 è riportato un foglio di calcoli eseguiti a mano (calcolatrice elettronica e regolo calcolatore da 85 centimetri). mpiegando un foglio di calcolo Excel i risultati sono praticamente identici.

RIFERIMENTI

- 1) NACA REPORT 572 (1937)
DETERMINATION OF THE CHARACTERISTICS OF
TAPERED WINGS – R.F.Anderson

- 2) NACA REPORT 1208 (1951)
A COMPARISON OF THE SPANWISE LOADING
CALCULATED BY VARIUOS METHODS WITH
EXPERIMENTAL LOADINGS – W.C.Schneider

- 3) NACA TN 9 (1920)
THEORY OF LIFTING SURFACES
Part 1 – L.Prandtl

- 4) NACA TN 10 (1920)
THEORY OF LIFTING SURFACES
Part 2 - L.Prandtl

- 5) NACA TM 1120 (1942)
THE LIFT DISTRIBUTION OF SWEPT BACK WINGS
J.Weissinger

- 6) PROGETTO AERODINAMICO DI ALIANTI RADIOGUIDATI
F.Galè (1993) La Bancarella Aeronautica Torino

- 7) LOW POWER LAMINAR AIRCRAFT DESIGN
A.Strojnik (1993)

- 8) EIN EINFACHES NAEHERUNGSVERFAHREN ZUR
ERMITTLUNG VON AUFTRIEB VERTEILUNGEN
LAENGS DER TRAGLUEGELSPANNWEITE (1940)
O.Schrenk

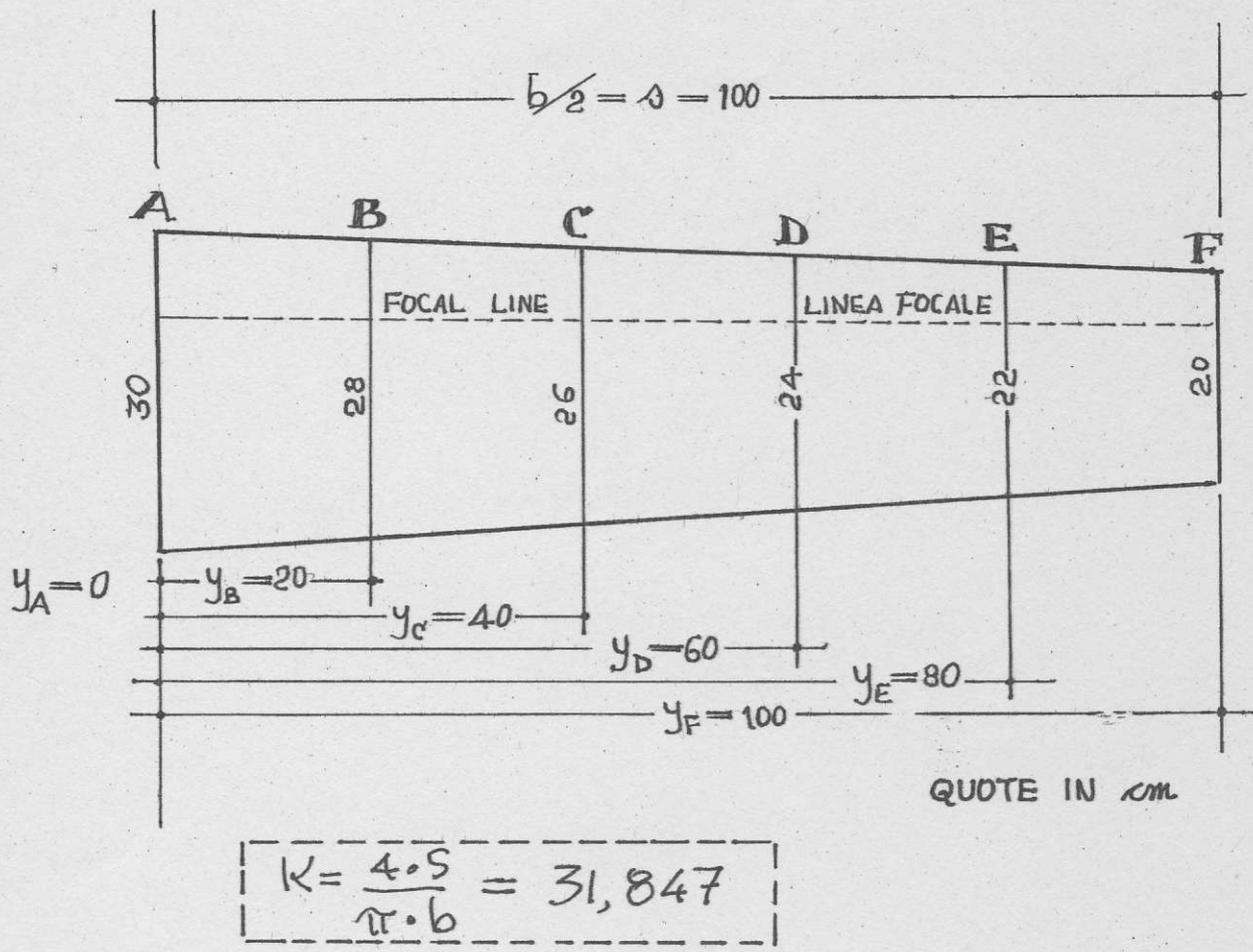


FIG.1 Ala tipo I

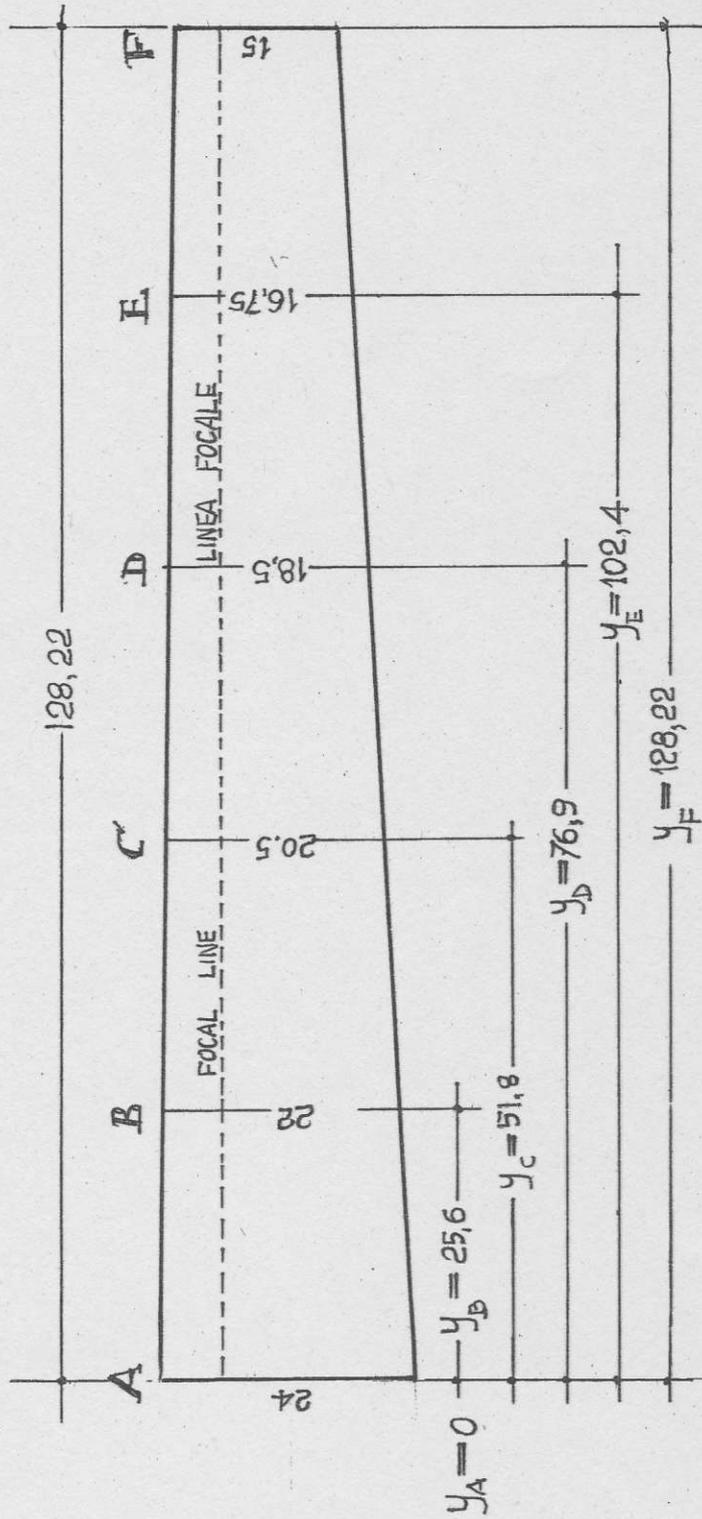
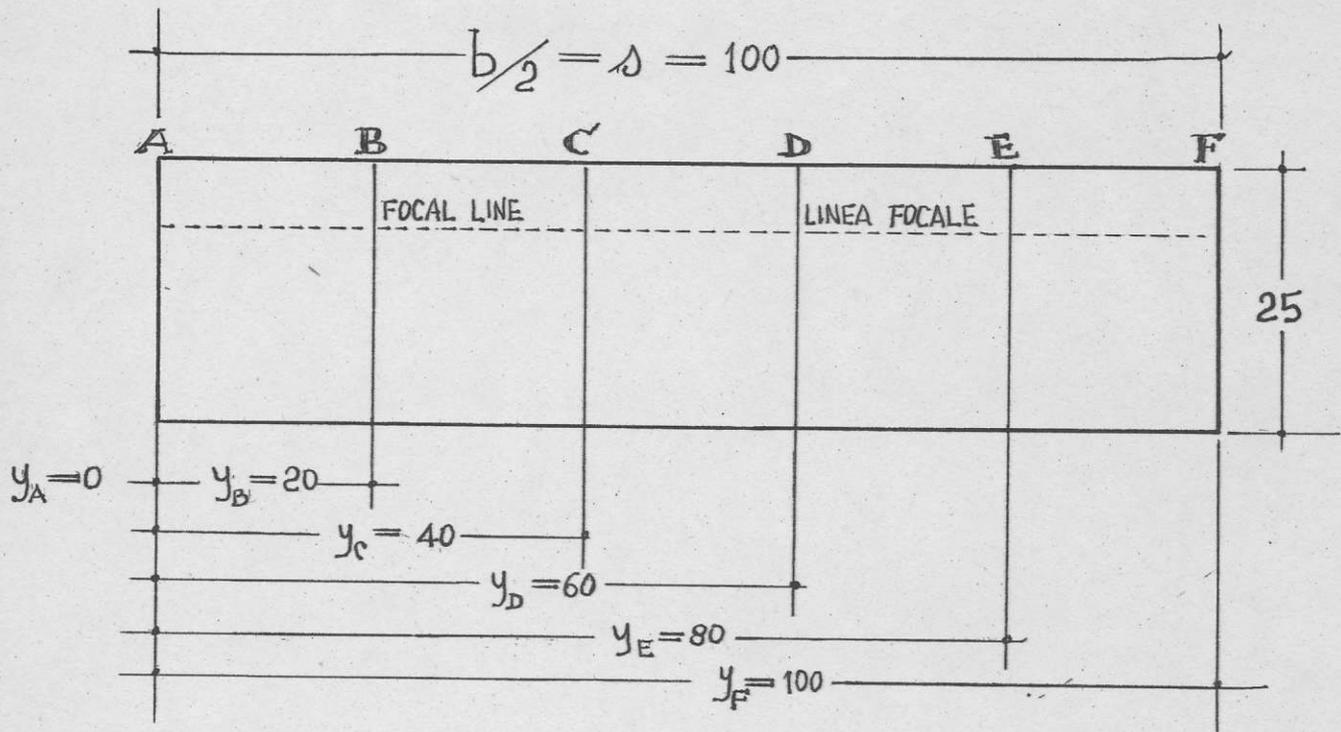


FIG.2

Ala tipo II



QUOTE IN cm

$$K = \frac{4 \cdot S}{\pi \cdot b} = 31,847$$

FIG.3

Ala tipo III

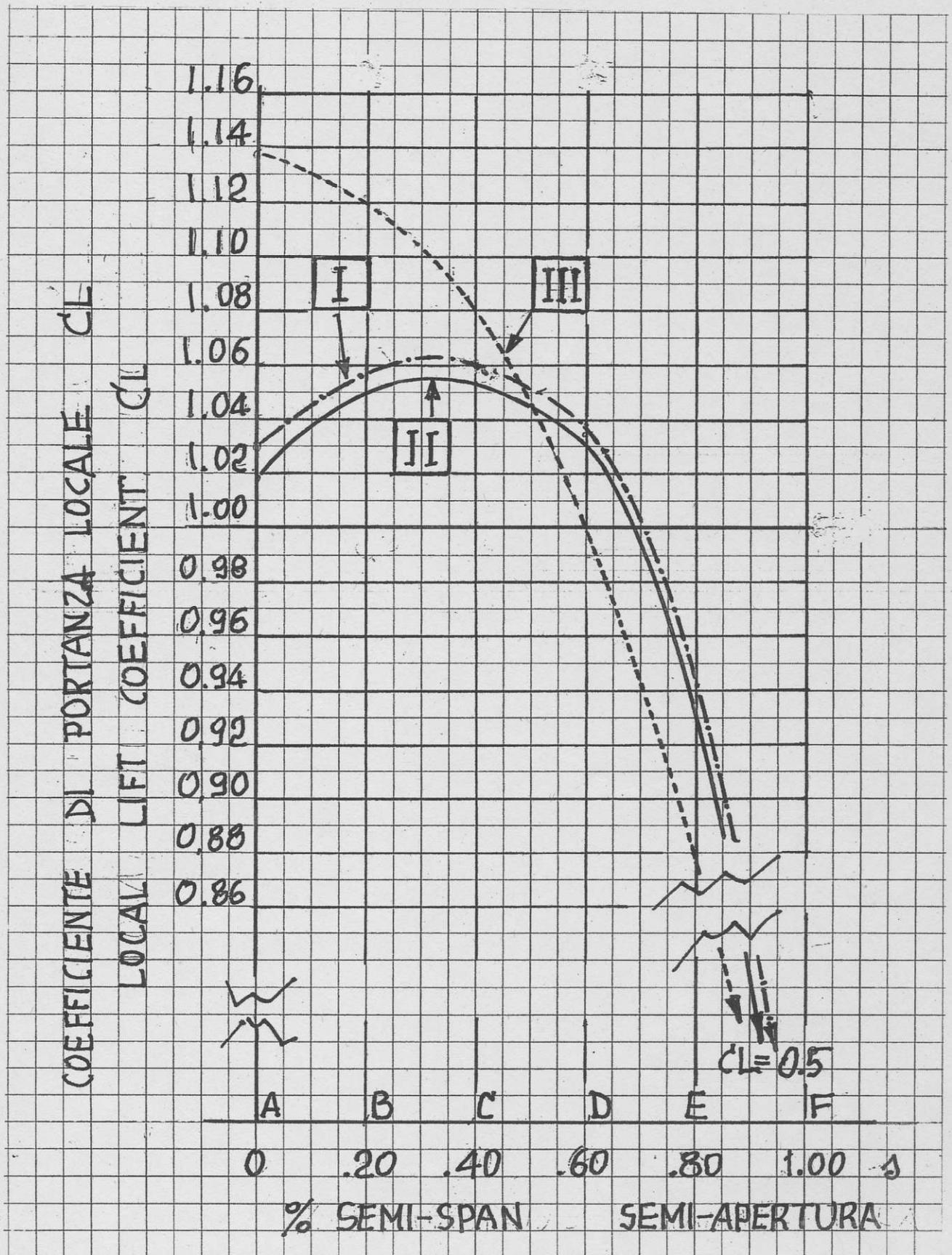


FIG.4 Variazione di CL lungo la semi-apertura (Ali I, II, III)

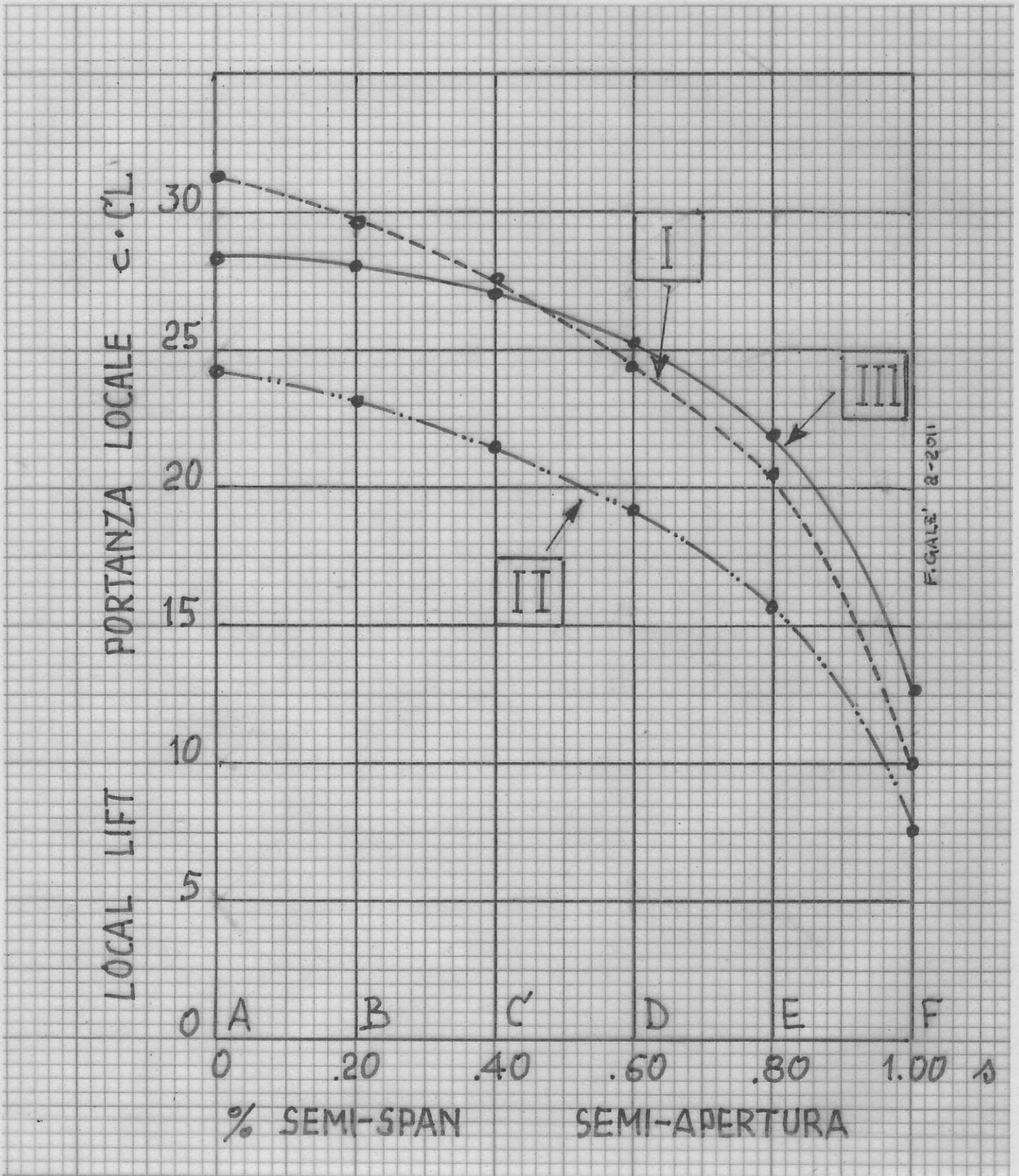


FIG.5 Variazione della portanza locale (Ali I, II, III)

	a	b	c	d	e	f	B	h	i
	y_n	$\frac{c}{(cm)}$	$[\frac{y_n}{3}]^2$	$1 - [\frac{y_n}{3}]^2$	$[\frac{y_n}{3}]^2$	$K \cdot \sqrt{\dots}$	$c + K \cdot \sqrt{\dots}$	$\frac{c + K \cdot \sqrt{\dots}}{2}$	$\frac{h}{c} = \frac{h}{CL}$
A	0	24	0	1	1	24,84	48,84	24,42	1,0175
B	25,6	22	0,0398	0,9602	0,3798	24,34	46,34	23,17	1,053
C	51,8	20,5	0,1632	0,8368	0,91476	22,72	43,222	21,6114	1,0542
D	76,9	18,5	0,3597	0,64	0,800	19,877	38,376	19,128	1,037
E	102,4	16,75	0,6378	0,3622	0,6018	14,949	31,699	15,849	0,9462
F	128,22	15	1	0	0	0	15,00	7,5	0,5

$$K = 4 \cdot S / 3,14 \cdot b = 24,84$$

VALORE MEDIO

0,9346

ALA TIPO II

FIG.6 Esempio di foglio di calcolo