

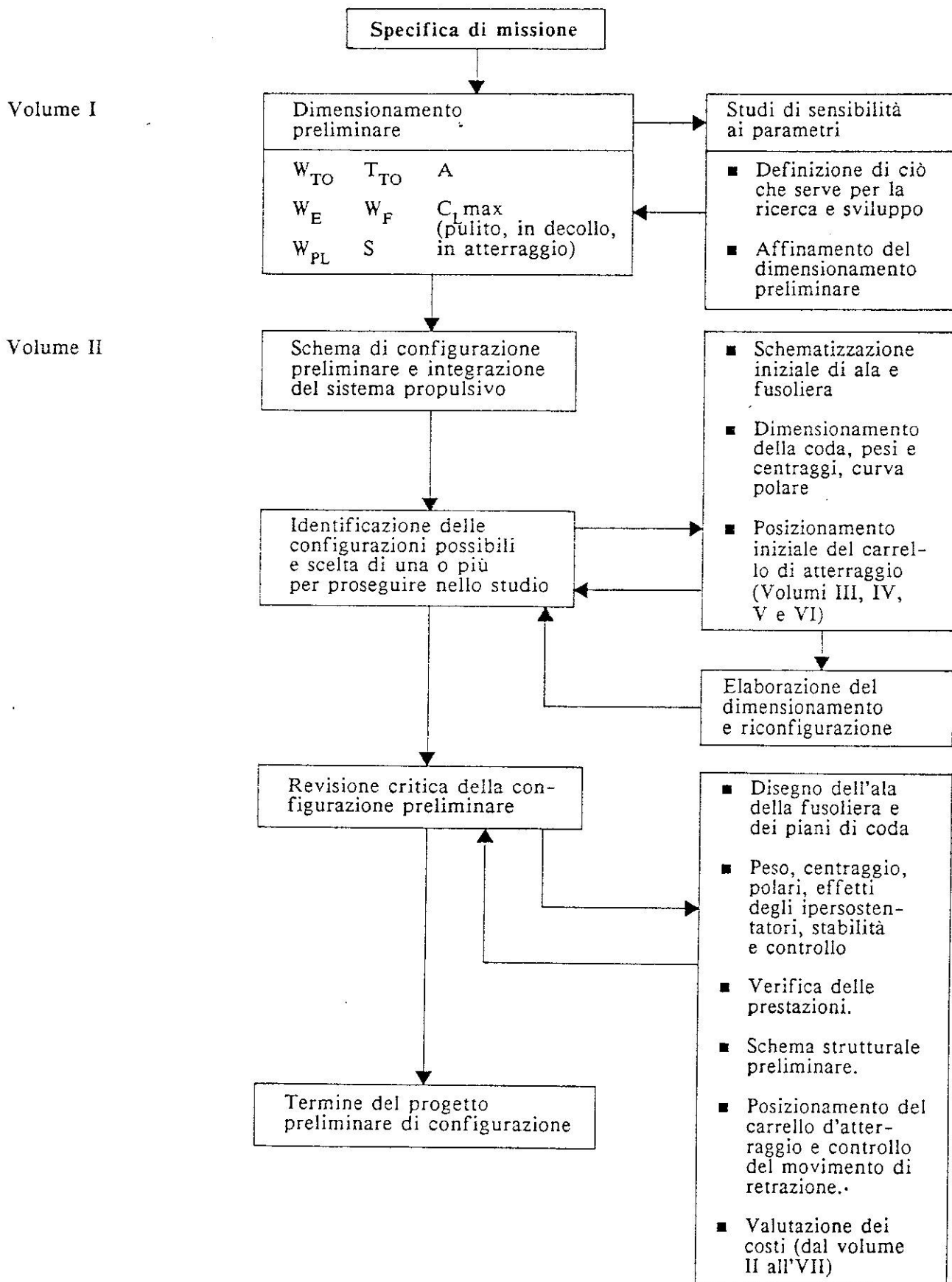


Figura 1.2 - La procedura di progetto preliminare così come è sviluppata nella collana di progetto velivoli dal volume I al volume VIII

GRUPPI PRINCIPALI				PESI CARATTERISTICI			
Combustibile (totale)	Comb. prima del decollo						
	Combustibile di tratta						
	Combustibile all'atterraggio	Combustibile Addizionale					
		Riserva					
Carico pagante				Carico disponibile	Carico utile	Combustibile al decollo	
Equipaggio e articoli d'impiego							
Impianti ed equipaggiamenti	Mobili	Optionals					
		Standard					
Fissi				Peso a zero combustibile	Peso massimo al decollo	Peso massimo di rampa	
Gruppo propulsore							
Cellula							
Peso a vuoto di fabbrica							

Fig. 4

Tabella 2.17 - Specifica di missione di un velivolo bimotore ad elica

Carico pagante:	Sei passeggeri (compreso il pilota), del peso di 175 lbs ciascuno, più un bagaglio del peso totale di 200 lbs.
Autonomia di percorso:	1000 sm col massimo carico pagante. Riserve di combustibile pari al 25% di quello richiesto per la missione.
Quota:	10000 ft (in corrispondenza della autonomia di progetto).
Velocità di crociera:	250 kts al 75% della potenza e a 10000 ft.
Salita:	10 minuti per raggiungere al peso W_{TOmax} i 10000 ft.
Decollo ed atterraggio:	1500 ft di corsa di rullaggio, al livello del mare in aria tipo. Atterraggio al peso $W_L = 0,95W_{TO}$.
Impianto propulsivo:	Motore alternativo/Elica
Pressurizzazione:	No.
Base di certificazione	FAR23
Profilo di missione:	

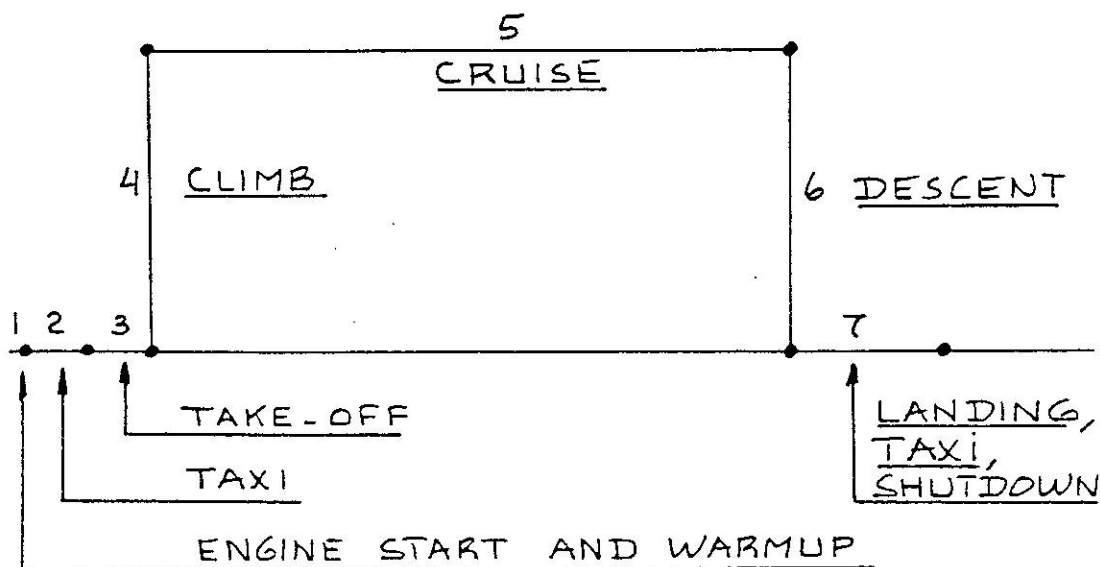


Tabella 2.18 - Specifica di missione di un velivolo da trasporto a getto

Carico pagante:	150 passeggeri del peso ciascuno di 175 lbs più bagaglio del peso, per ciascun passeggero, di 30 lbs.
Equipaggio:	Due piloti e tre assistenti di cabina del peso ciascuno di 175 lbs e con bagaglio, ciascuno, di 30 lbs.
Autonomia di percorso:	1500 nm, seguite da un'ora di attesa e seguite ancora da 100 nm per raggiungere l'aeroporto alternato.
Quota:	35000 ft (in corrispondenza della autonomia di percorso di progetto).
Velocità di crociera:	$M=0,82$ a 35000 ft di quota.
Salita:	Si desidera la salita diretta a 35000 ft al peso massimo al decollo, W_{TO} .
Decollo ed atterraggio:	Lunghezza totale di atterraggio di 5000 ft a FAR25, a una quota di 5000 ft e a una temperatura di 95° F. Atterraggio al peso $W_L=0,85W_{TO}$.
Impianto propulsivo:	Due turboventole.
Pressurizzazione:	5000 ft in cabina alla quota di 35000 ft.
Base di certificazione:	FAR25
Profilo di missione:	

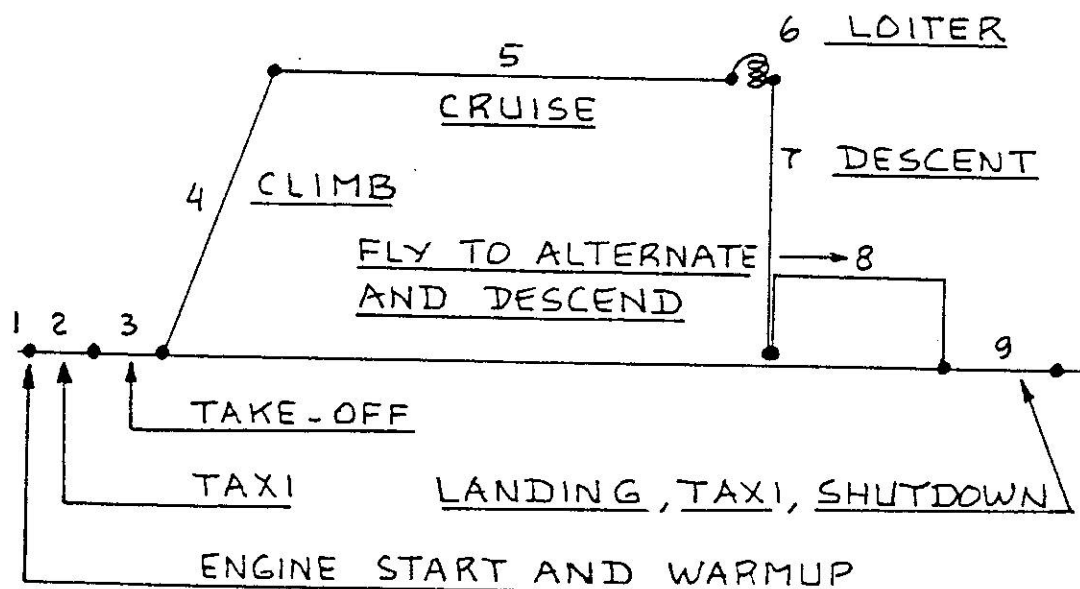


Tabella 2.1 - Frazioni di combustibile suggerite per alcune fasi della missione

Numero della fase di missione (vedi fig. 2.1)	1	2	3	4	5	6	7	8
Tipo di velivolo	Accensione, riscaldamento motori	Trasferimenti	Decollo	Salita	Discesa	Atterraggio, parcheggio,	spegnimento	
1. "Fatti in casa"	0,998	0,998	0,998	0,995	0,995	0,995		
2. Monomotori	0,995	0,997	0,998	0,992	0,993	0,993		
3. Bimotori	0,992	0,996	0,996	0,990	0,992	0,992		
4. Agricoli	0,996	0,995	0,996	0,998	0,999	0,998		
5. "Executive"	0,990	0,995	0,995	0,980	0,990	0,992		
6. Regionali	0,990	0,995	0,995	0,985	0,985	0,995		
7. Trasporti a getto	0,990	0,990	0,995	0,980	0,990	0,992		
8. Addestratori militari	0,990	0,990	0,990	0,980	0,990	0,995		
9. Caccia	0,990	0,990	0,990	0,96-0,90	0,990	0,995		
10. Sorveglianza, trasporto bombardamento	0,990	0,990	0,995	0,980	0,990	0,992		
11. Idrovolanti e anfibi	0,992	0,990	0,996	0,985	0,990	0,990		
12. Crociera supersonica	0,990	0,995	0,995	0,92-0,87	0,985	0,992		

Note: 1. I numeri di questa tabella sono basati sull'esperienza o sul buon senso.

2. Non c'è sostituto al buon senso! Se e quando il buon senso lo suggerisce, il lettore deve sostituire i valori suggeriti nella tabella.

Tabella 2.2 - Valori suggeriti di L/D , c_j , η_p e c_p per alcune delle fasi di missione

Numero della fase di missione (vedi fig. 2.1)	L/D	Crociera		η_p	L/D	Attesa		η_p
		c_j lbs/lbs/hr	c_p lbs/lp/hr			c_j lbs/lbs/hr	c_p lbs/lp/hr	
		5	6			6	6	
Tipo di velivolo								
1. Velivoli "fatti in casa"	8 - 10*		0,6-0,8	0,70	10 - 12		0,5-0,7	0,60
2. Velivoli monomotore	8 - 10		0,5-0,7	0,80	10 - 12		0,5-0,7	0,70
3. Velivoli bimotore	8 - 10		0,5-0,7	0,82	9 - 11		0,5-0,7	0,72
4. Velivoli agricoli	5 - 7		0,5-0,7	0,82	8 - 10		0,5-0,7	0,72
5. Velivoli "executive" a getto	10 - 12	0,5-0,9			12 - 14	0,4-0,6		
6. Turboelica per impiego regionale	11 - 13		0,4-0,6	0,85	14 - 16		0,5-0,7	0,77
7. Velivoli da trasporto a getto	13 - 15	0,5-0,9			14 - 18	0,4-0,6		
8. Addestratori militari	8 - 10	0,5-1,0	0,4-0,6	0,82	10 - 14	0,4-0,6	0,5-0,7	0,77
9. Velivoli da caccia	4 - 7	0,6-1,4	0,5-0,7	0,82	6 - 9	0,6-0,8	0,5-0,7	0,77
10. Velivoli militari per il pattugliamento, il bombardamento e il trasporto	13 - 15	0,5-0,9	0,4-0,7	0,82	14 - 18	0,4-0,6	0,5-0,7	0,77
11. Idrovolanti e anfibi	10 - 12	0,5-0,9	0,5-0,7	0,82	13 - 15	0,4-0,6	0,5-0,7	0,77
12. Velivoli supersonici civili	4 - 6	0,7-1,5			7 - 9	0,6-0,8		

Note: 1. I dati numerici di questa tabella sono stati valutati sulla scorta dei motori esistenti.

2. Non esiste sostituto al comune buon senso! Se e quando fossero disponibili dati reali, andrebbero ovviamente impiegati questi ultimi.

3. Una stima abbastanza accurata del rapporto L/D può essere effettuata utilizzando il metodo descritto al paragrafo 3.4.1.

* Velivoli "fatti in casa" con piccole superfici alari e/o alti carichi alari possono avere valori del rapporto L/D considerevolmente più alti.

61

9

Tabella 2.15 - Valori delle costanti A e B della linea di regressione rappresentata dall'equazione (2.16)

Tipo di velivolo		A	B	Tipo di velivolo		A	B
1.	"Fatti in casa" Per diporto	0,3411	0,9519	8.	Addestratori militari A getto	0,6632	0,8640
	Caccia in scala ridotta In materiali compositi	0,5542 0,8222	0,8654 0,8050		Turboelica Turboelica (esclusi i monomotore - punto 2) Con motore alternativo	-1,4041 0,1677 0,5627	1,3660 0,9978 0,8761
2.	Monomotori ad elica	-0,1440	1,1162				
3.	Bimotori Ad elica	0,0966	1,0298	9.	Caccia A getto (con carichi esterni)	0,5091	0,9505
	In materiali compositi	0,1130	1,0403		A getto (config. pulita) Turboelica (con carichi esterni)	0,1362 0,2705	1,0116 0,9830
4.	Per l'impiego agricolo	-0,4398	1,1946				
5.	"Business" a getto	0,2678	0,9979	10.	Militari da pattugliamento bombardamento e trasporto		
6.	Turboelica d'impiego regionale	0,3774	0,9647		A getto Turboelica	-0,2009 -0,4179	1,1037 1,1446
7.	Da trasporto a getto	0,0833	1,0383	11.	Anfibi e idrovolanti	0,1703	1,0083
				12.	Crociera supersonica	0,4221	0,9876

Si riporta qui di seguito, per comodità, l'equazione (2.16):

$$W_E = \text{invlog}_{10}[(\log_{10} W_{TO-A})/B]$$

Tabella 3.1 - Valori tipici del coefficiente di portanza massimo

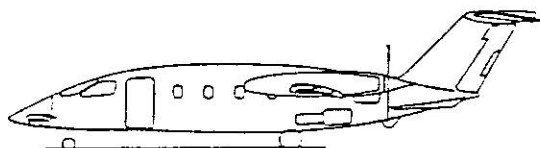
Tipo di velivolo	C_{Lmax}	$C_{Lmax-TO}$	C_{Lmax-L}
1. "fatto in casa"	1,2-1,8	1,2-1,8	1,2-2,0*
2. Monomotore ad elica	1,3-1,9	1,3-1,9	1,6-2,3
3. Bimotore ad elica	1,2-1,8	1,4-2,0	1,6-2,5
4. Per l'impiego agricolo	1,3-1,9	1,3-1,9	1,3-1,9
5. "business" a getto	1,4-1,8	1,6-2,2	1,6-2,6
6. Turboelica d'impiego regionale	1,5-1,9	1,7-2,1	1,9-3,3
7. Trasporto a getto	1,2-1,8	1,6-2,2	1,8-2,8
8. Addestratore militare	1,2-1,8	1,4-2,0	1,6-2,2
9. Caccia	1,2-1,8	1,4-2,0	1,6-2,6
10. Militare per pattugliamento bombardamento e trasporto	1,2-1,8	1,6-2,2	1,3-3,0
11. Anfibi e idrovolanti	1,2-1,8	1,6-2,2	1,3-3,4
12. Per crociera supersonica	1,2-1,8	1,6-2,0	1,8-2,2

* Il Varieze di Rutan raggiunge il valore di 2,5, in base alla velocità di stallo riportata dal testo a riferimento [9].

Note: 1. I dati riportati in questa tabella riflettono la situazione esistente (1984) in merito alla realizzazione pratica degli ipersostentatori.

2. È possibile ottenere valori considerevolmente più elevati del coefficiente massimo di portanza impiegando ipersostentatori più sofisticati e/o alcuni metodi di controllo della circolazione.

3. Alcuni metodi per calcolare il valore di C_{Lmax} sono riportati nel testo a riferimento [6].



64

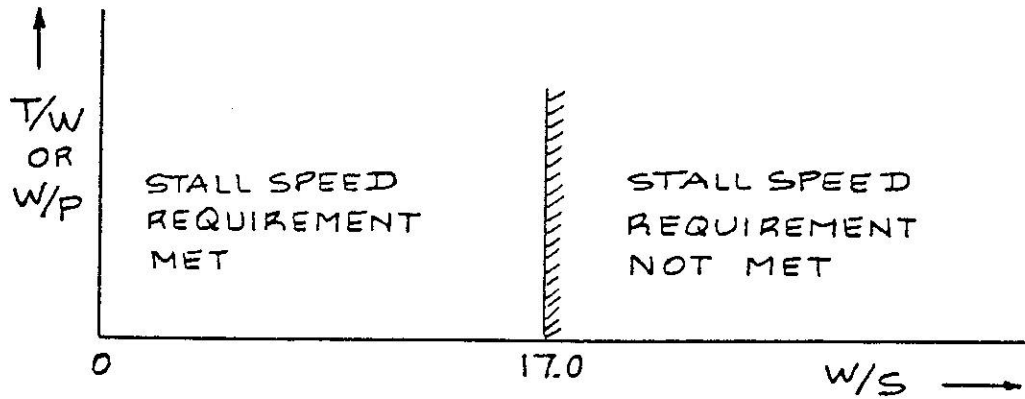


Figura 3.1 - Esempio di dimensionamento alla velocità di stallo

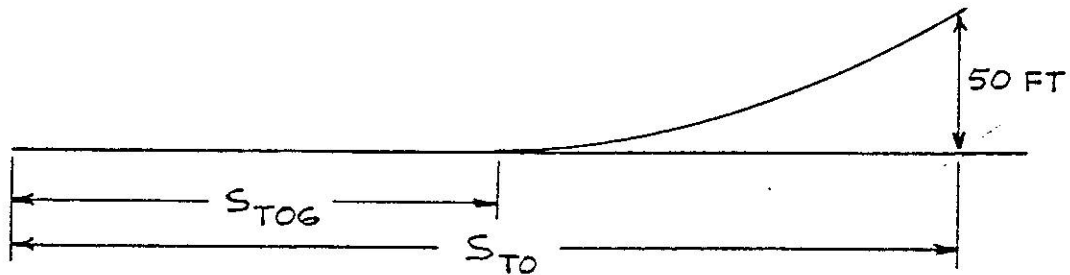


Figura 3.2 - Definizione della distanza di decollo in base alla FAR23

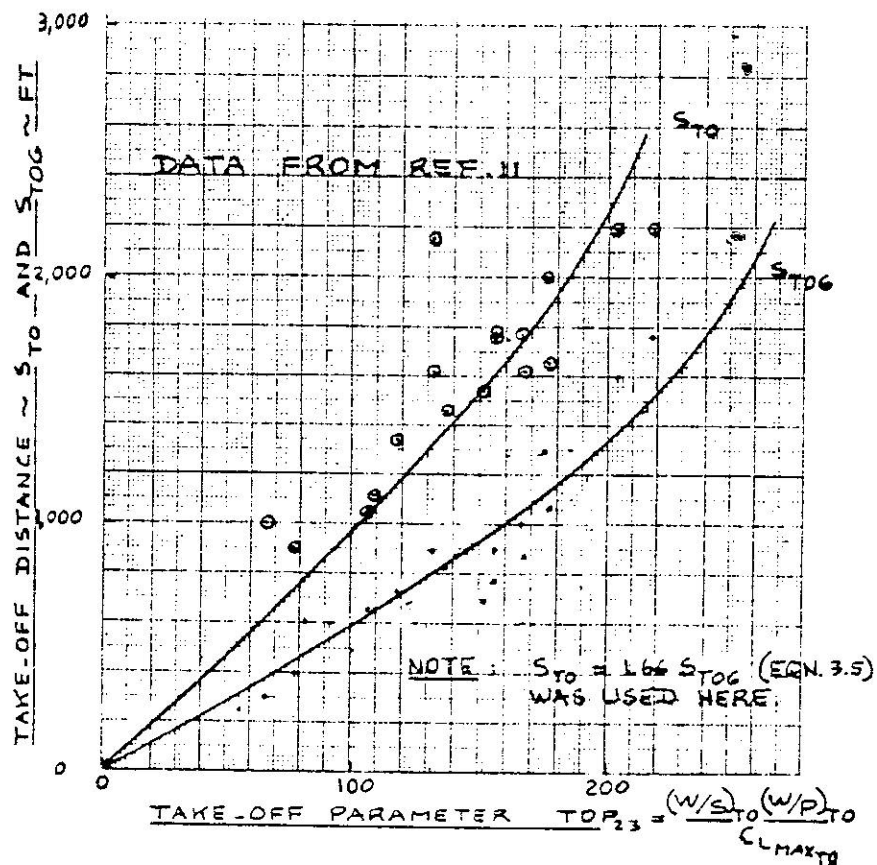


Figura 3.3 - La distanza di decollo in funzione del parametro di decollo, TOP_{23}

12

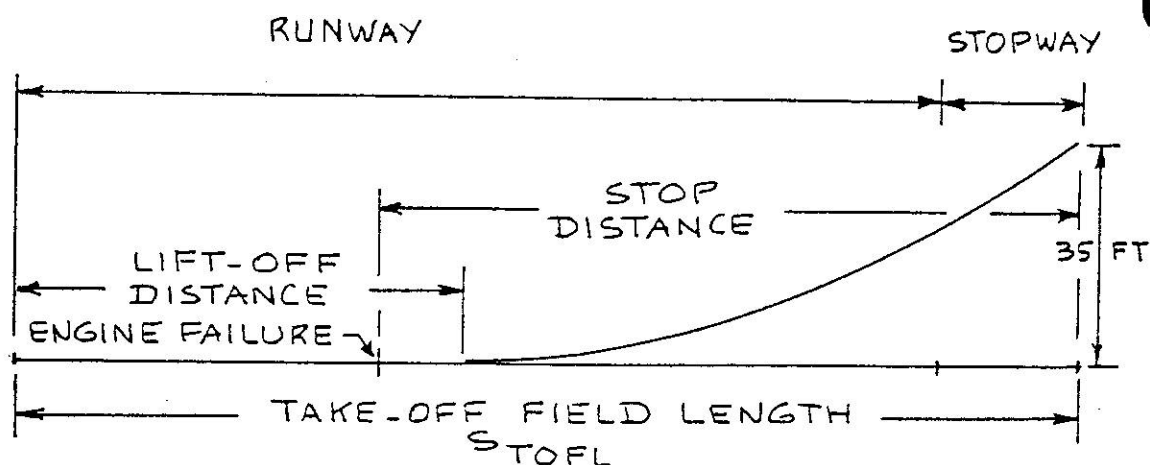


Figura 3.6 - Definizione della distanza di decollo in base alla FAR25

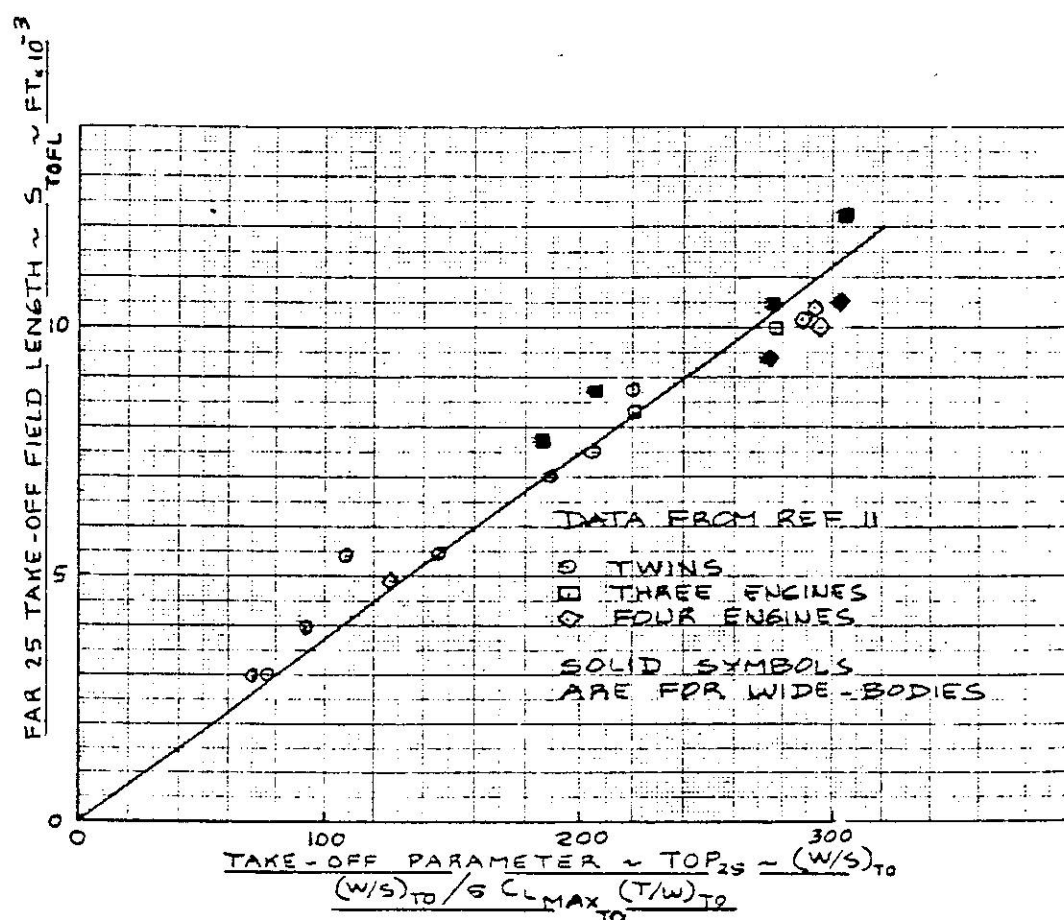
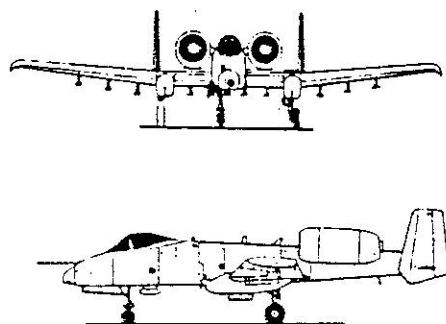
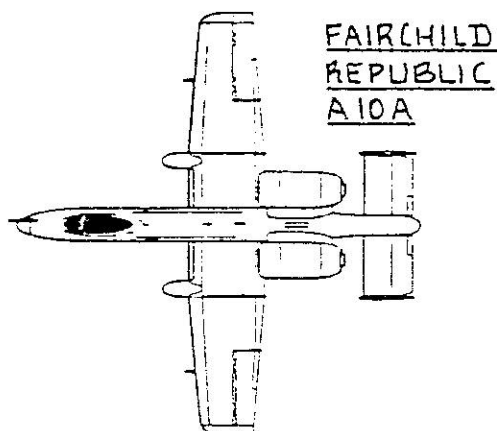


Figura 3.7 - La lunghezza del campo di decollo a FAR25 in funzione del parametro di decollo, TOP_{25}

Tabella 3.3 - Valori tipici del rapporto tra il peso all'atterraggio e il peso al decollo

Tipo di velivolo	W_L/W_{TO}		
	Minimo	Medio	Massimo
1. "fatto in casa"	0,96	1,0	1,0
2. Monomotore ad elica	0,95	0,997	1,0
3. Bimotore ad elica	0,88	0,99	1,0
4. Per l'impiego agricolo	0,7	0,94	1,0
5. "business" a getto	0,69	0,88	0,96
6. Turboelica d'impiego regionale	0,92	0,98	1,0
7. Trasporto a getto	0,65	0,84	1,0
8. Addestratore militare	0,87	0,99	1,1
9. Caccia (a getto)	0,78	dati	1,0
(a turboelica)	0,57	insufficienti	1,0
10. Militare per pattugliamento bombardamento e trasporto (a getto)	0,68	0,76	0,83
(a turboelica)	0,77	0,84	1,0
11. Anfibi e idrovolanti			
(sul suolo)	0,79	dati	0,95
(sull'acqua)	0,98	insufficienti	1,0
12. Per crociera supersonica	0,63	0,75	0,88

Nota: questi dati sono basati sulle tabelle dalla 2.3 alla 2.14.



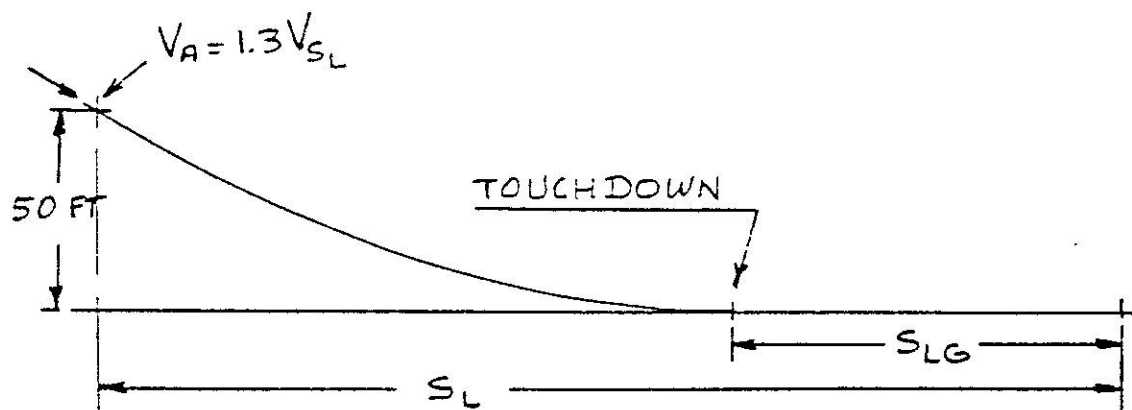


Figura 3.12 - Definizione della distanza d'atterraggio in base alla FAR 23

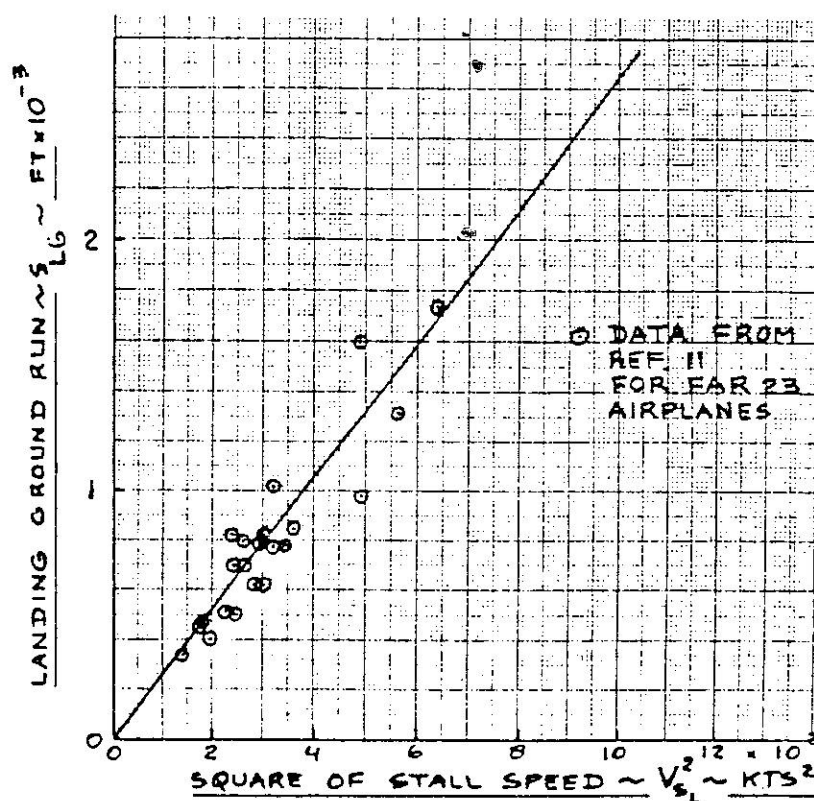


Figura 3.13 - La corsa di rullaggio in funzione del quadrato della velocità di stallo

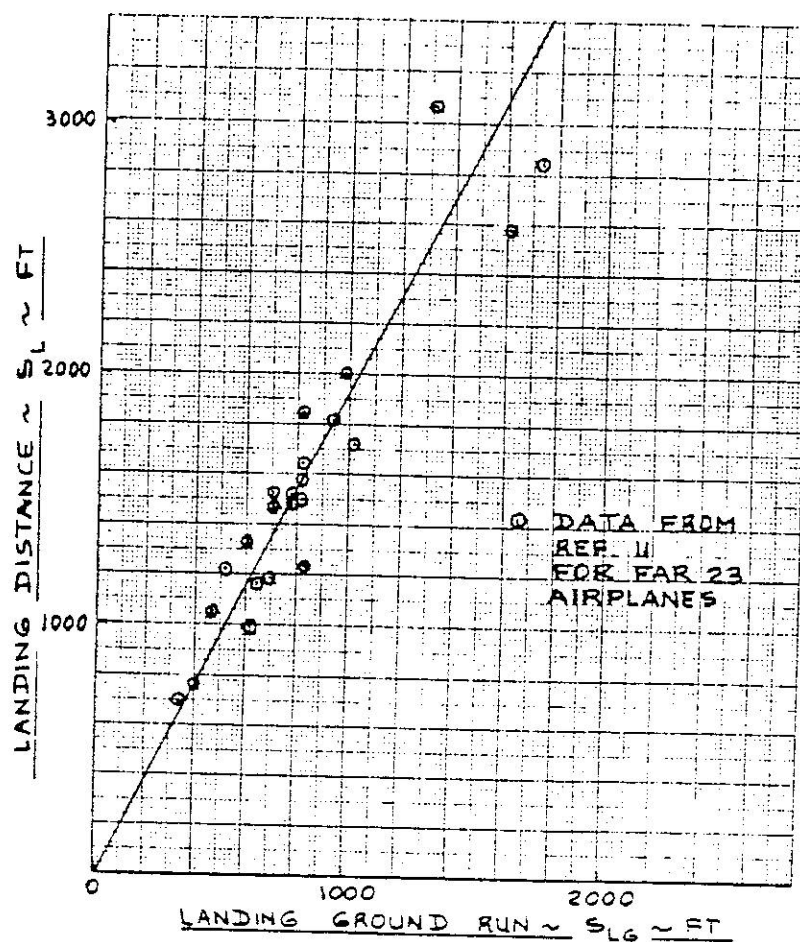


Figura 3.14 - Correlazione tra la corsa di rullaggio e la distanza di atterraggio

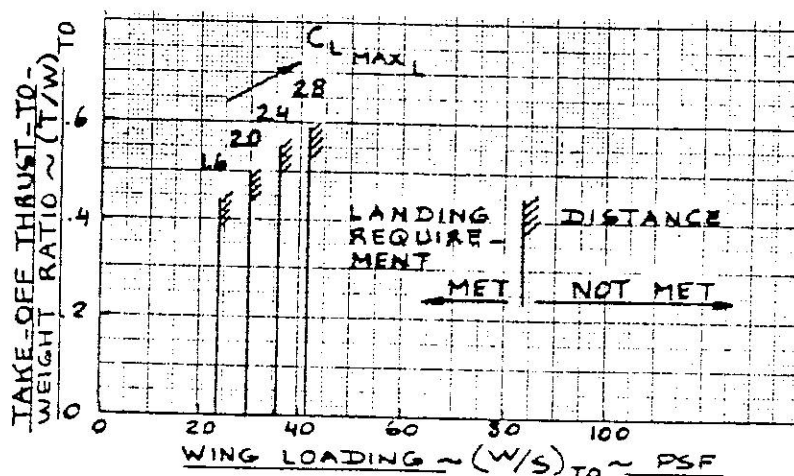


Figura 3.15 - Carichi alari compatibili con le distanze di atterraggio richieste

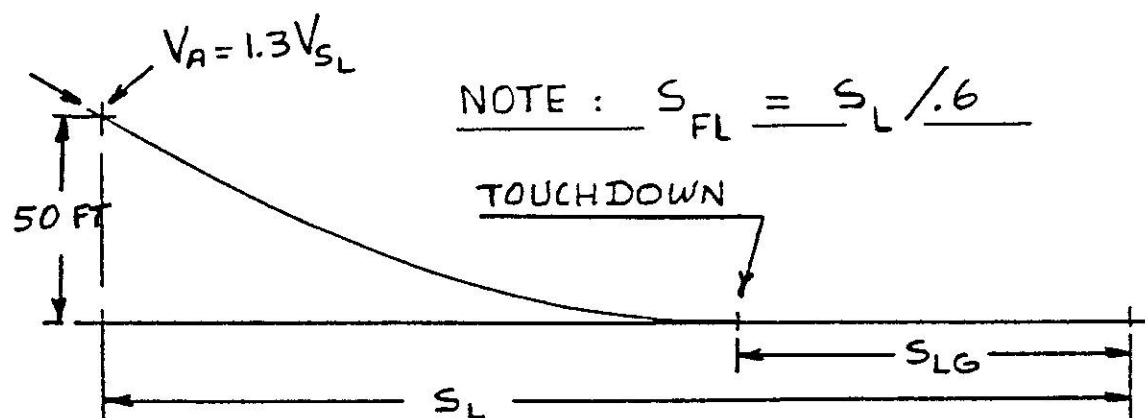


Figura 3.16 - Definizione della lunghezza di atterraggio in base alla FAR25

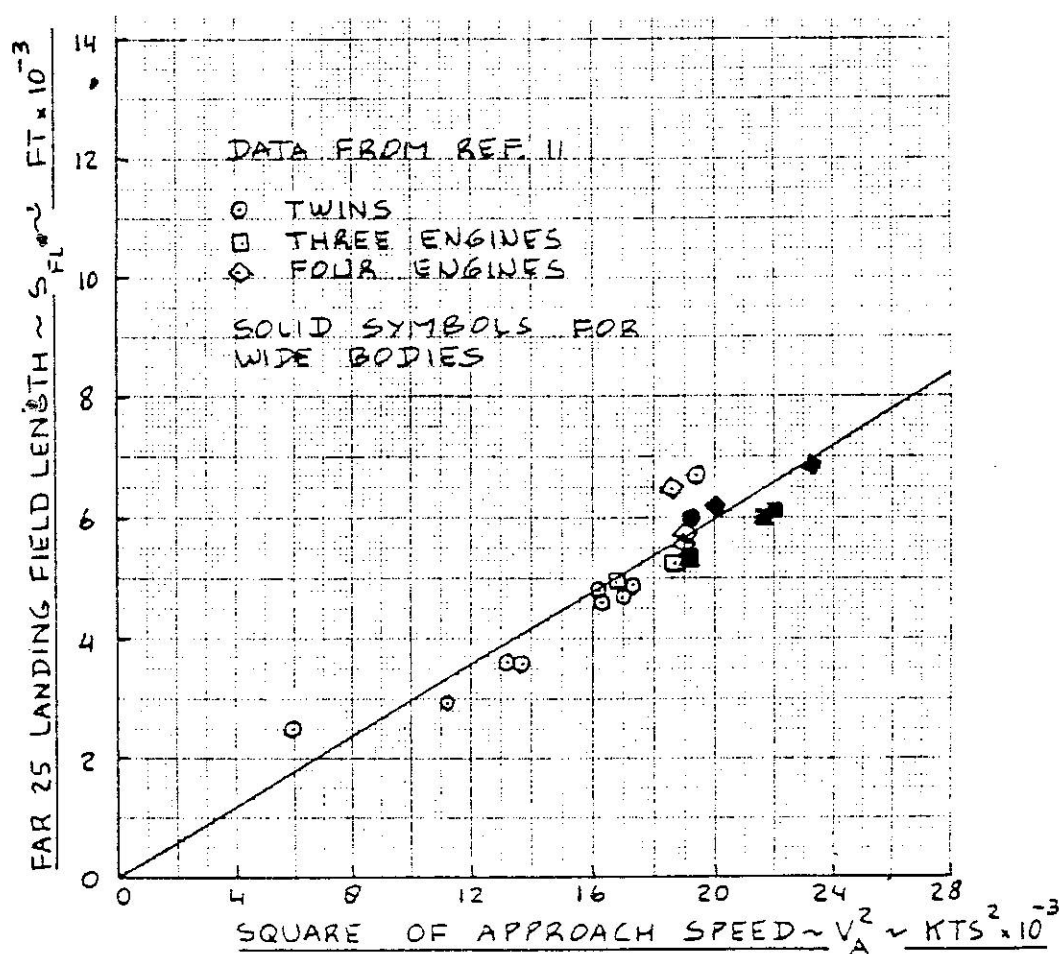
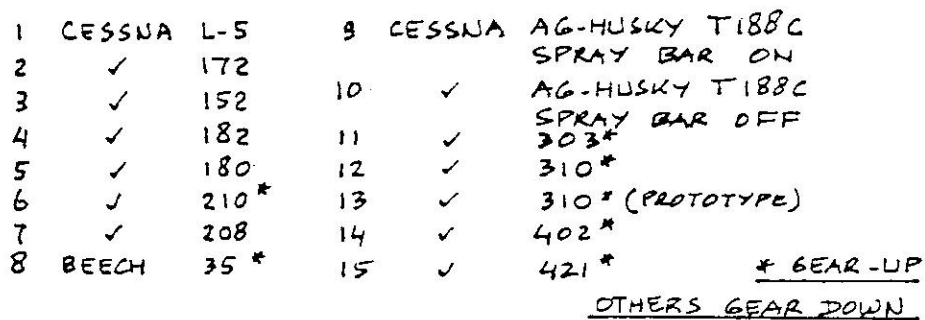


Figura 3.17 - Lunghezza del campo richiesta dalla FAR25 in funzione del quadrato della velocità di avvicinamento



18

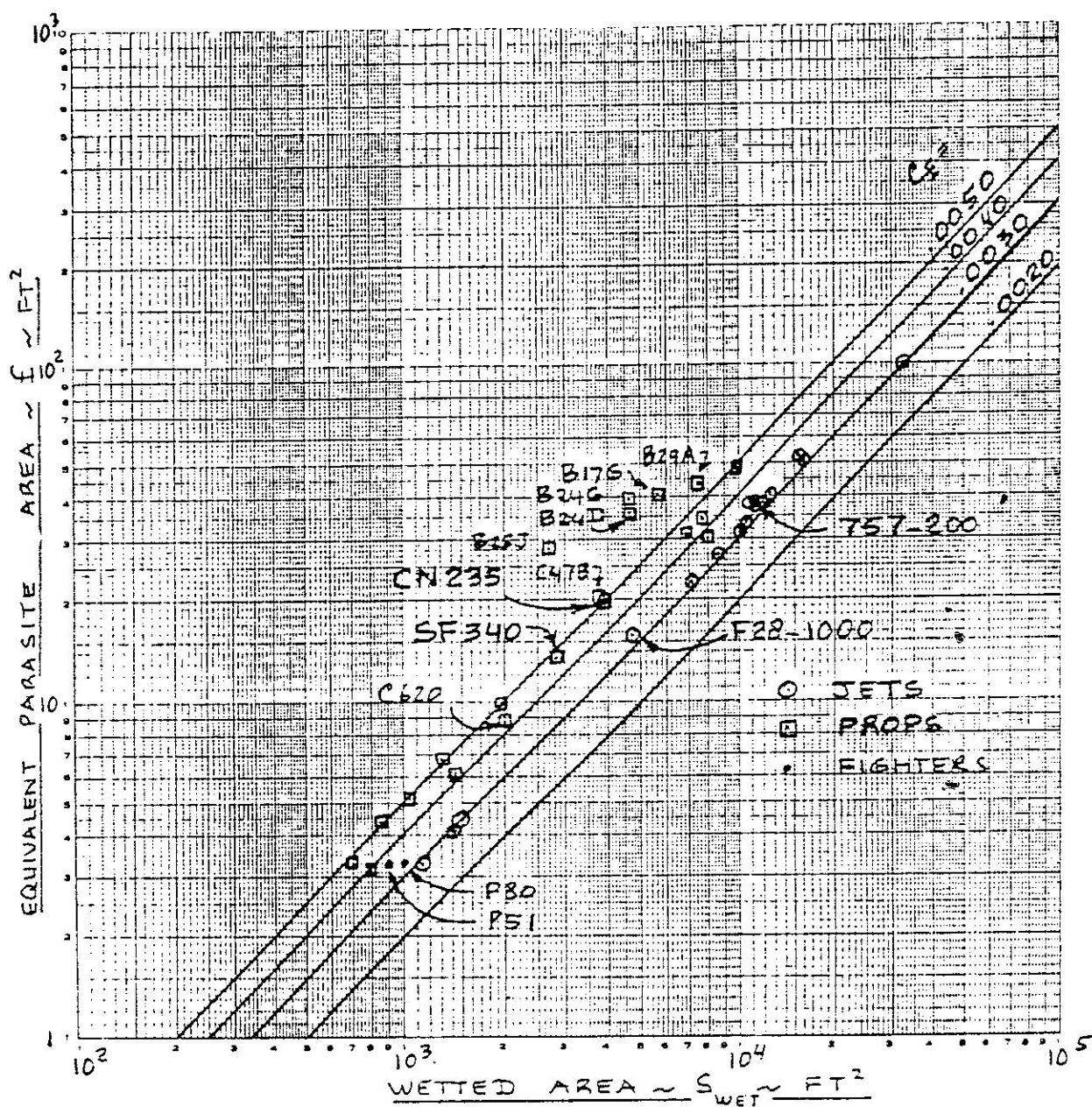


Figura 3.21b - Area della superficie parassita e di quella bagnata in funzione del coefficiente d'attrito equivalente

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{\text{wet}}$$

Tabella 3.4 - Coefficienti di correlazione tra l'area parassita e l'area bagnata (eq. 3.21)

Coefficiente di attrito equivalente, c_f	a	b
0,0090	-2,0458	1,0000
0,0080	-2,0969	1,0000
0,0070	-2,1549	1,0000
0,0060	-2,2218	1,0000
0,0050	-2,3010	1,0000
0,0040	-2,3979	1,0000
0,0030	-2,5229	1,0000
0,0020	-2,6990	1,0000

Tabella 3.5 - Coefficienti della linea di regressione del decollo in funzione dell'area bagnata (eq. 3.22)

Tipo di velivolo	c	d
1. "fatto in casa"	1,2362	0,4319
2. Monomotore ad elica	1,0892	0,5147
3. Bimotore ad elica	0,8635	0,5632
4. Per l'impiego agricolo	1,0447	0,5326
5. "business" a getto	0,2263	0,6977
6. Turboelica d'impiego regionale	-0,0866	0,8099
7. Trasporto a getto	0,0199	0,7531
8. Addestratore militare*	0,8565	0,5423
9. Caccia*	-0,1289	0,7506
10. Militare per pattugliamento, bombardamento e trasporto	0,1628	0,7316
11. Anfibi e idrovolanti	0,6295	0,6708
12. Per crociera supersonica	-1,1868	0,9609

* Per questi velivoli l'area bagnata è stata correlata con il peso massimo al decollo in configurazione pulita. Non è stato tenuto conto di eventuali serbatoi o carichi esterni.

Sempre dalla figura 3.22 si può inoltre ottenere:

$$\log_{10} S_{\text{wet}} = c + d \log_{10} W_{\text{TO}} \quad (3.22)$$

Tabella 3.6 - Stima di prima approssimazione di ΔC_{D0} e "e" con ipersostentatori e carrello abbassati

Configurazione	ΔC_{D0}	e
Pulita	0	0,30-0,35
Ipersostentatori al decollo	0,010-0,020	0,75-0,80
Ipersostentatori all'atterraggio	0,055-0,075	0,70-0,75
Carrello esteso	0,015-0,025	ininfluente
elica fczma	0.0050	

ES :	W_{TO}	$(W/S)_{TO}$	S	S_{wet}	f	C_{D0}
VEL	(lbs)	(lbs/ft ²)	(ft ²)	(ft ²)	(ft ²)	
GETTO	10000	75	135	1050	3,15	0,0237

Il lettore noterà che al variare della superficie alare, a peso costante, varia anche la superficie bagnata. Se ora si assume $A=10$ e $e=0,85$, allora è possibile trovare la polare parabolica in configurazione pulita alle basse velocità:

$$C_D = 0,0237 + 0,0374 C_L^2$$

I coefficienti di resistenza passiva addizionale dovuti agli ipersostentatori e al carrello derivati dal paragrafo 3.4.1 risultano:

ΔC_{D0} dovuto a:

ipers. in config. di decollo = 0,015, con $e = 0,8$

ipers. in config. d'atterragg. = 0,060, con $e = 0,75$

carrello d'atterraggio = 0,017

Per riassumere, le varie polari paraboliche hanno le seguenti espressioni:

- Bassa velocità in configurazione pulita

$$C_D = 0,0237 + 0,0374 C_L^2$$

- Configurazione di decollo, carrello retrainato

$$C_D = 0,0387 + 0,0398 C_L^2$$

- Configurazione di decollo, carrello estratto

$$C_D = 0,0557 + 0,0398 C_L^2$$

- Configurazione d'atterraggio, carrello retrainato

$$C_D = 0,0837 + 0,0424 C_L^2$$

- Configurazione d'atterraggio, carrello estratto

$$C_D = 0,1007 + 0,0424 C_L^2$$

Riferendosi al paragrafo 3.4.3 si vede che tale velivolo deve rispondere ai seguenti requisiti:

- FAR23.65 (AEO): $RC \geq 300$ fpm
 $CGR \geq 1/12$ rad
 Configurazione: carrello retracts, ipersostentatori al decollo, potenza massima continua su tutti i motori.
- FAR23.67 (OEI): $RC \geq 0,027V_{so}^2$ fpm alla quota di 5000 ft
 Configurazione: carrello retracts, ipersostentatori nella posizione più favorevole, elica ferma in bandiera, potenza di decollo sul motore operativo.
- FAR23.77 (AEO): $CGR \geq 1/30$ rad
 Configurazione: carrello estratto, ipersostentatori all'atterraggio, potenza di decollo su tutti i motori.

I calcoli di dimensionamento ai requisiti di salita procedono come descritto nei due paragrafi seguenti.

3.4.5.1 Dimensionamento in base ai requisiti di velocità di salita

Dall'equazione 3.23:

$$RCP = (33000)^{-1} dh/dt = (33000)^{-1} RC$$

In base alla FAR23.65: $RCP = (33000)^{-1} \times 300 = 0,0091$ hp/lbs

In base alla FAR23.67: È necessario, per prima cosa, calcolare V_{so} .

Immaginando che la condizione di ipersostentatori retratti sia la più favorevole (cosa da verificare in seguito) e che sia $C_{Lmax} = 1,7$ (vedi tabella 3.1, ipersostentatori retratti), il valore di V_{so} alla quota di 5000 ft si trova dalla seguente relazione:

$$W = C_{Lmax} (1/2) \rho V_{so}^2 S$$

cioè:

$$V_{so} = [(2W/S)/\rho C_{Lmax}]^{1/2}$$

Viene presa in esame una serie di valori di W/S compresi tra 20 e 50 fps.

La densità dell'atmosfera alla quota di 5000 ft è $0,002049$ slugs/ft³. E possibile redigere la seguente tabella:

$(W/S)_{TO}$ psf	V_{so} fps kts	RC fpm	RCP hp/lbs
20	107 63	107	0,0032
30	131 78	164	0,0050
40	152 90	219	0,0066
50	169 100	270	0,0082

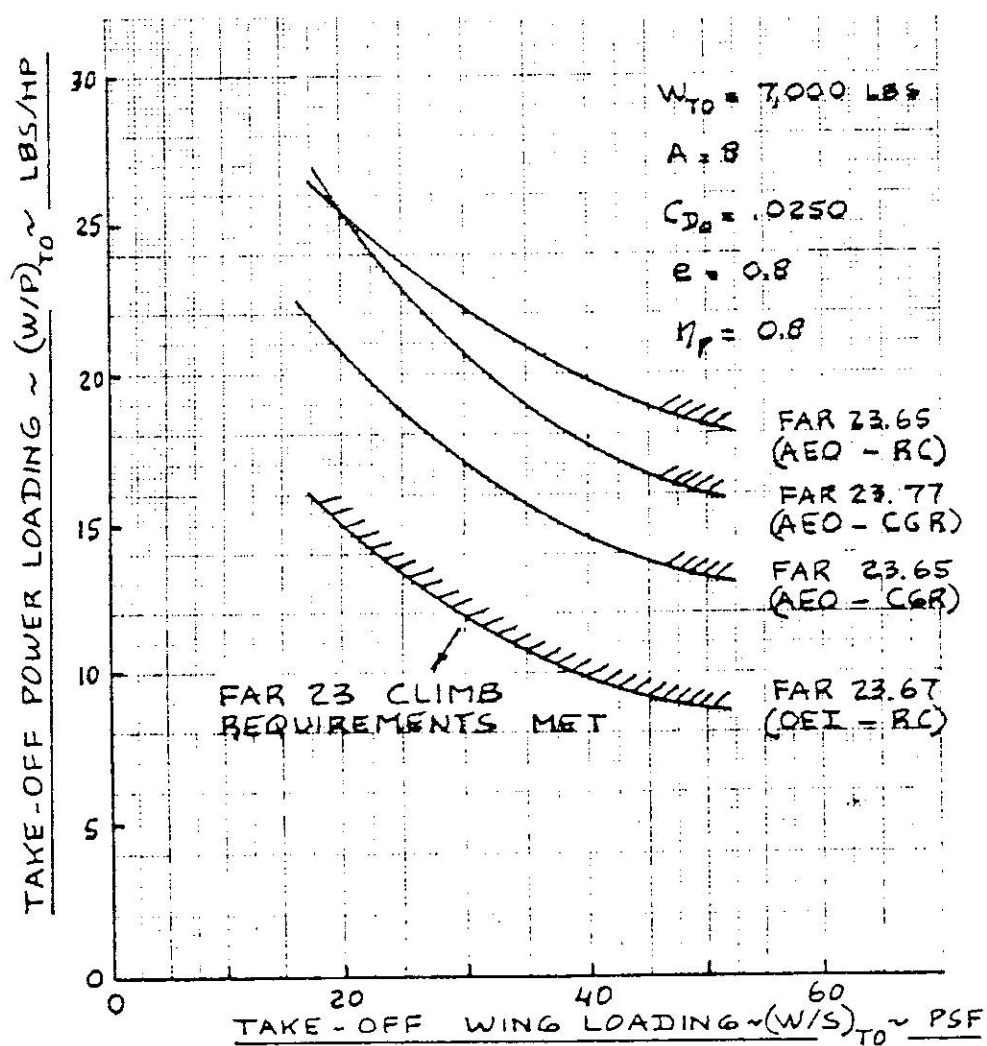
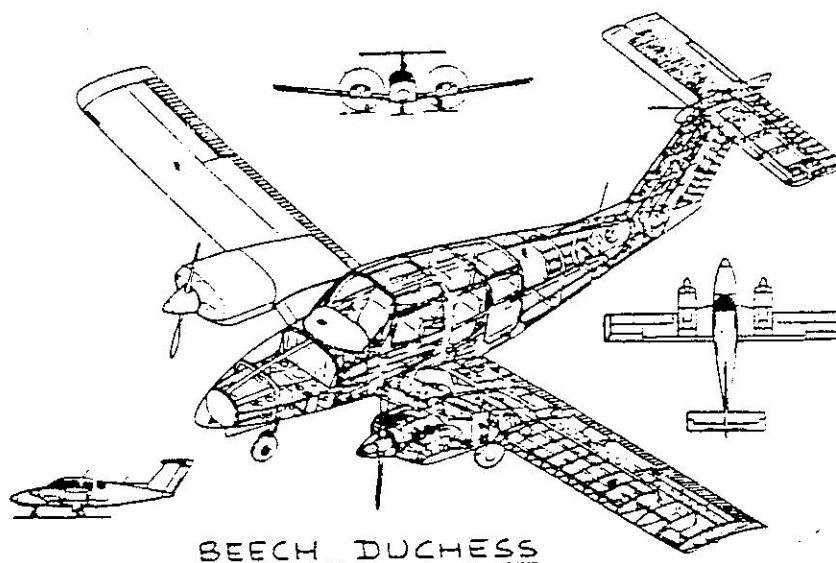


Figura 3.24 - Valori plausibili del rapporto spinta/peso al decollo e del carico alare in decollo in funzione dei requisiti di salita a FAR23

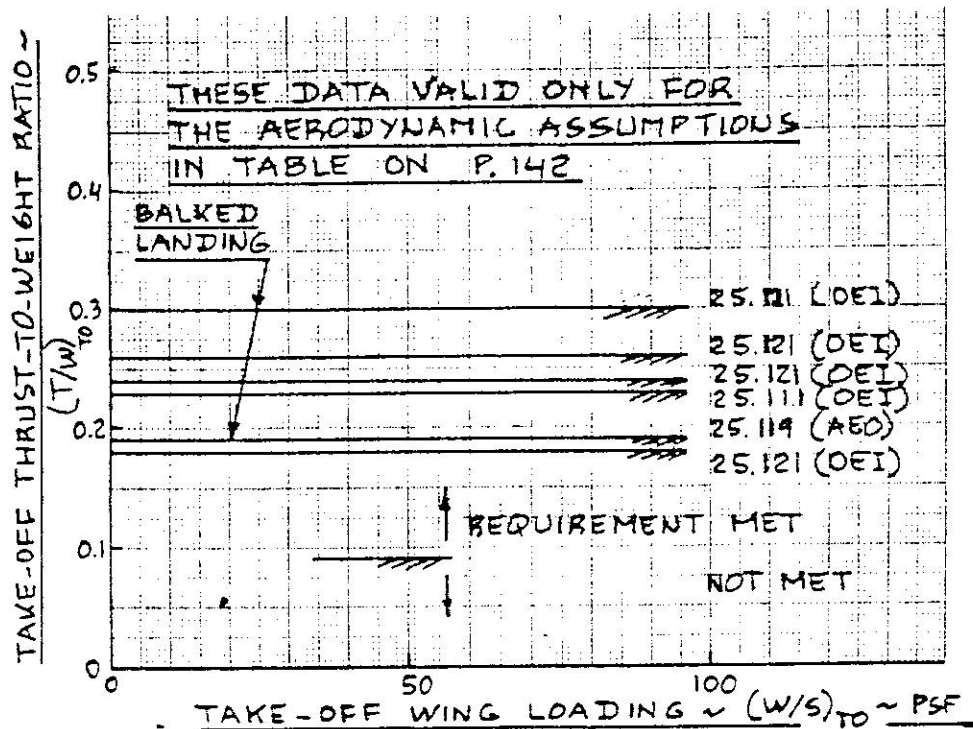


Figura 3.25 - Valori plausibili del rapporto spinta/peso al decollo e del carico alare in decollo in funzione dei requisiti di salita a FAR25

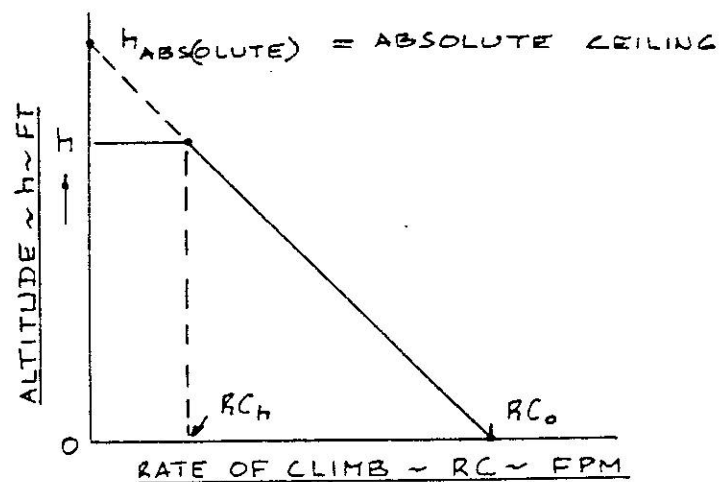


Figura 3.26 - Velocità di salita linearizzata con la quota

Tabella 3.7 - Valori tipici della quota di tangenza teorica, h_{abs}

Tipo di velivolo	h_{abs} (ft) $\times 10^{-3}$
Velivoli con motori alternativi:	
senza compressore	12-18
con turbocompressore	15-25
Velivoli con turbogetti o turboventole:	
commerciali	40-50
militari	40-55
caccia	55-75
addestratori militari	35-45
Velivoli con turboeliche o "propfans":	
commerciali	30-45
militari	30-50
Velivoli da crociera supersonica (a getto)	55-80

Tabella 3.8 - Definizione di tangenza per un velivolo

Tipo di tangenza	Velocità minima di salita richiesta (fpm)
Tangenza teorica	0
Tangenza pratica	
commerciali con motori alternativi	100 $\rightarrow \approx 0.5 \text{ m/s}$
commerciali a getto	500
militari alla massima potenza	100
Tangenza di combattimento	
militari, subsonici, alla massima potenza	500 per $M < 1$
militari, supersonici, alla massima potenza	1000 per $M > 1$
Tangenza di crociera	
militari, subsonici, alla max potenza cont.	300 per $M < 1$
militari, supersonici, alla max potenza cont.	1000 per $M > 1$

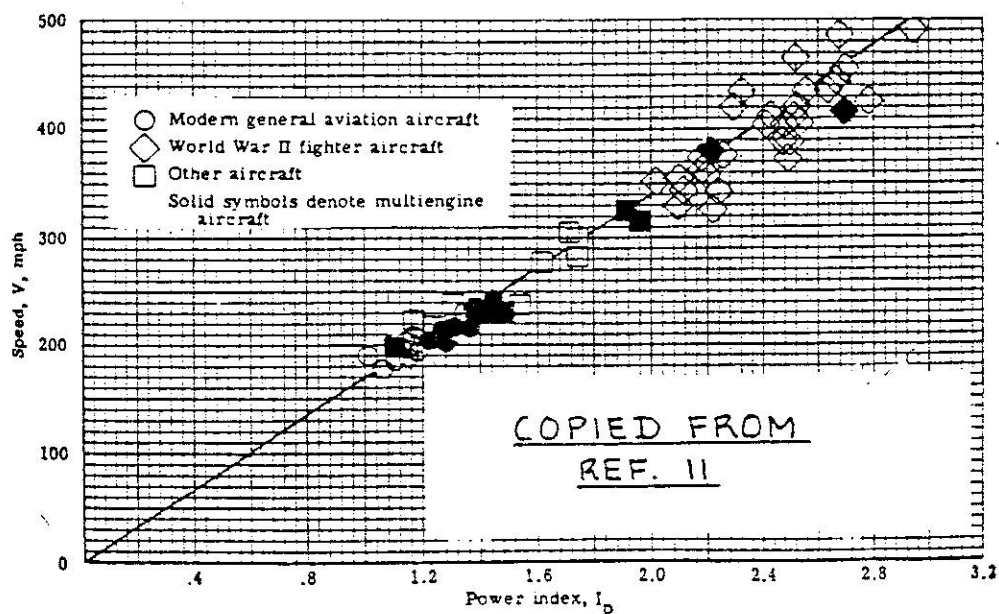


Figura 3.28 - Correlazione della velocità di volo con l'indice di potenza per configurazioni con carrello retrattile ed ala non controventata

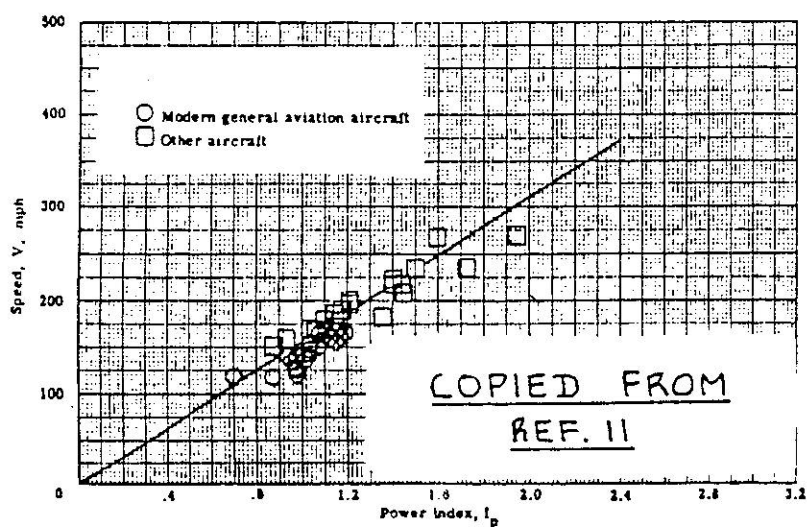


Figura 3.29 - Correlazione della velocità di volo con l'indice di potenza per configurazioni con carrello fisso ed ala non controventata

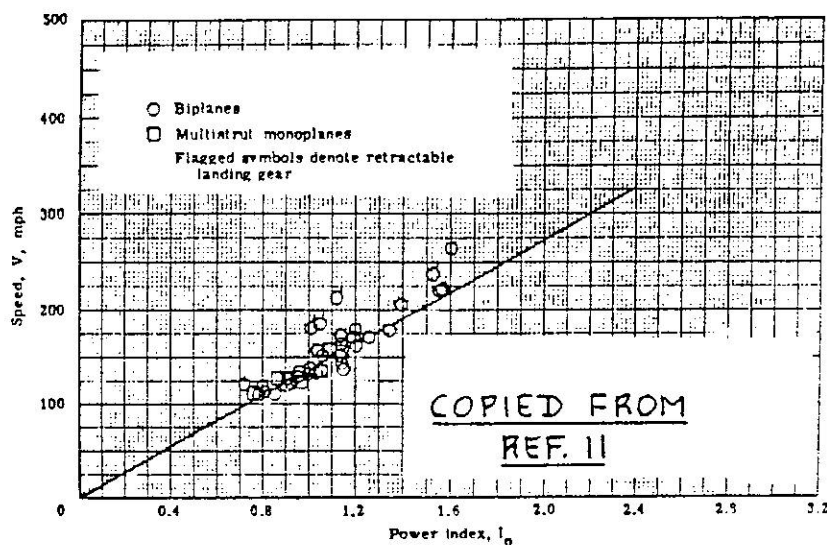


Figura 3.30 - Correlazione della velocità di volo con l'indice di potenza per velivoli biplani e monoplani con ala con montanti e con carrello fisso

Tabella 3.9 - Valori tipici del coefficiente di resistenza passiva e della massima efficienza aerodinamica

Tipo di velivolo	C_{Do}	A	e	$(L/D)_{max}$
Boeing 247D	0,0212	6,55	0,75	13,5
Douglas DC-3	0,0249	9,14	0,75	14,7
Boeing B-17G	0,0236	7,58	0,75	13,8
Seversky P-35	0,0251	5,89	0,62	10,7
Piper J-3 Cub	0,0373	5,81	0,75	9,6
Beechcraft D17S	0,0348	6,84	0,76	10,8
Consolidated B-24J	0,0406	11,55	0,74	12,9
Martin B-26F	0,0314	7,66	0,75	12,0
North American P-51D	0,0161	5,86	0,69	14,0
Lockheed L.1049G	0,0211	9,17	0,75	16,0
Piper Cherokee	0,0358	6,02	0,76	10,0
Cessna Skyhawk	0,0319	7,32	0,75	11,6
Beech Bonanza V-35	0,0192	6,2	0,75	13,8
Cessna Cardinal RG	0,0223	7,66	0,63	13,0

Nota: Questi dati sono stati presi dal testo a riferimento [11] alla tabella 5.1

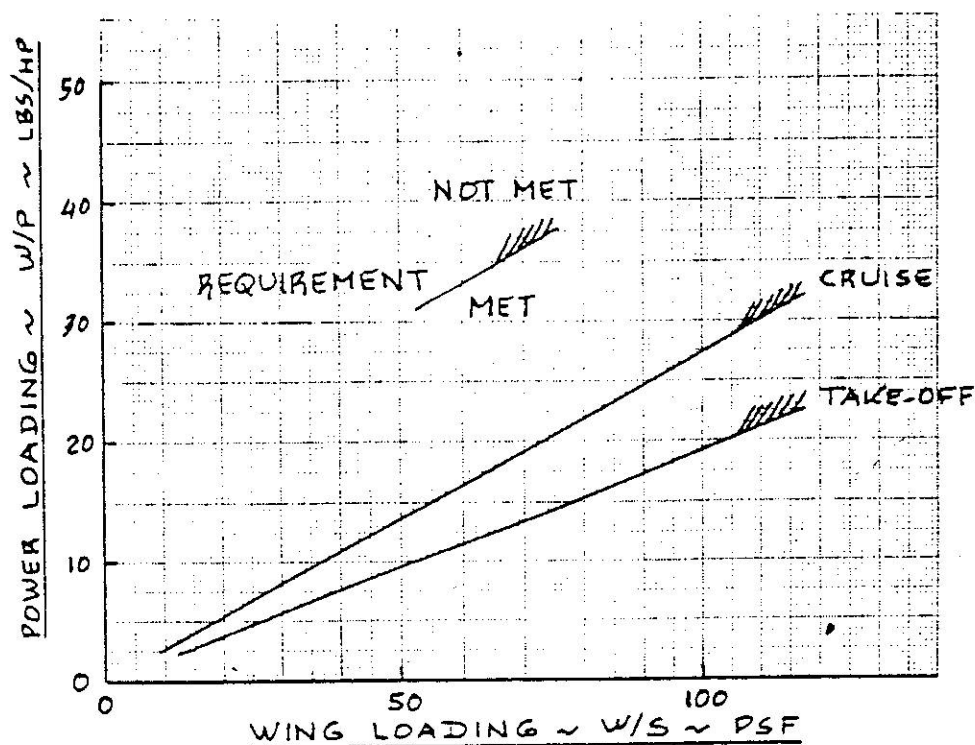


Figura 3.31 - Valori del carico alare e del rapporto spinta/peso compatibili con un'assegnata velocità di crociera

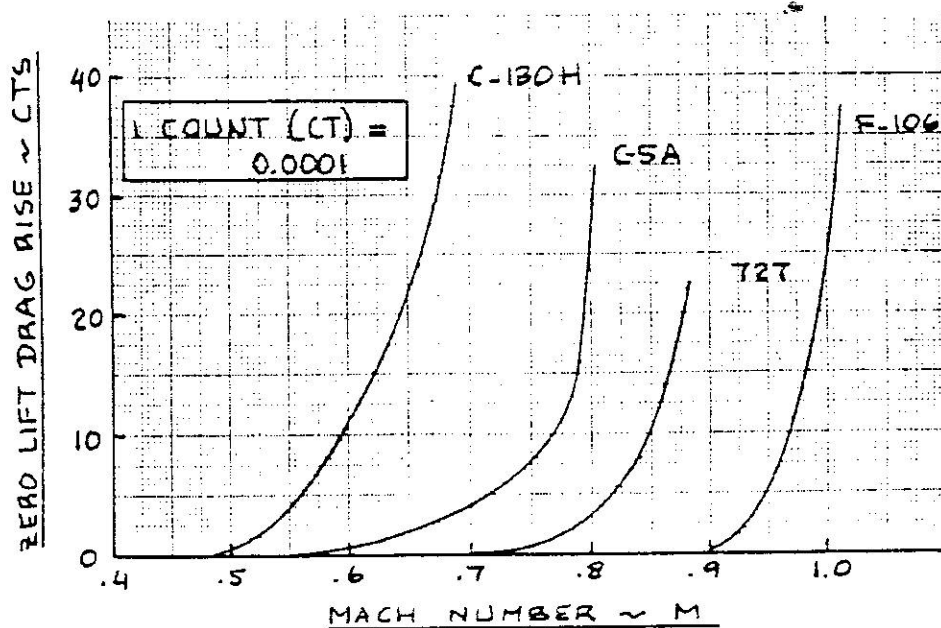


Figura 3.32 - Metodo rapido per valutare l'incremento del coefficiente di resistenza

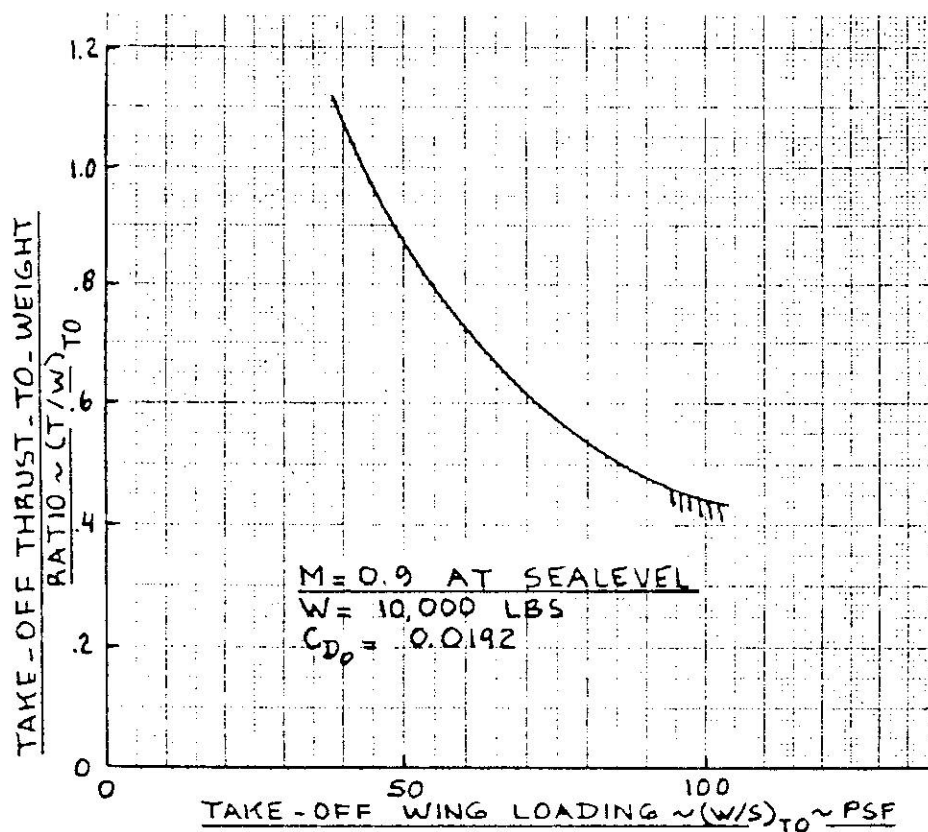
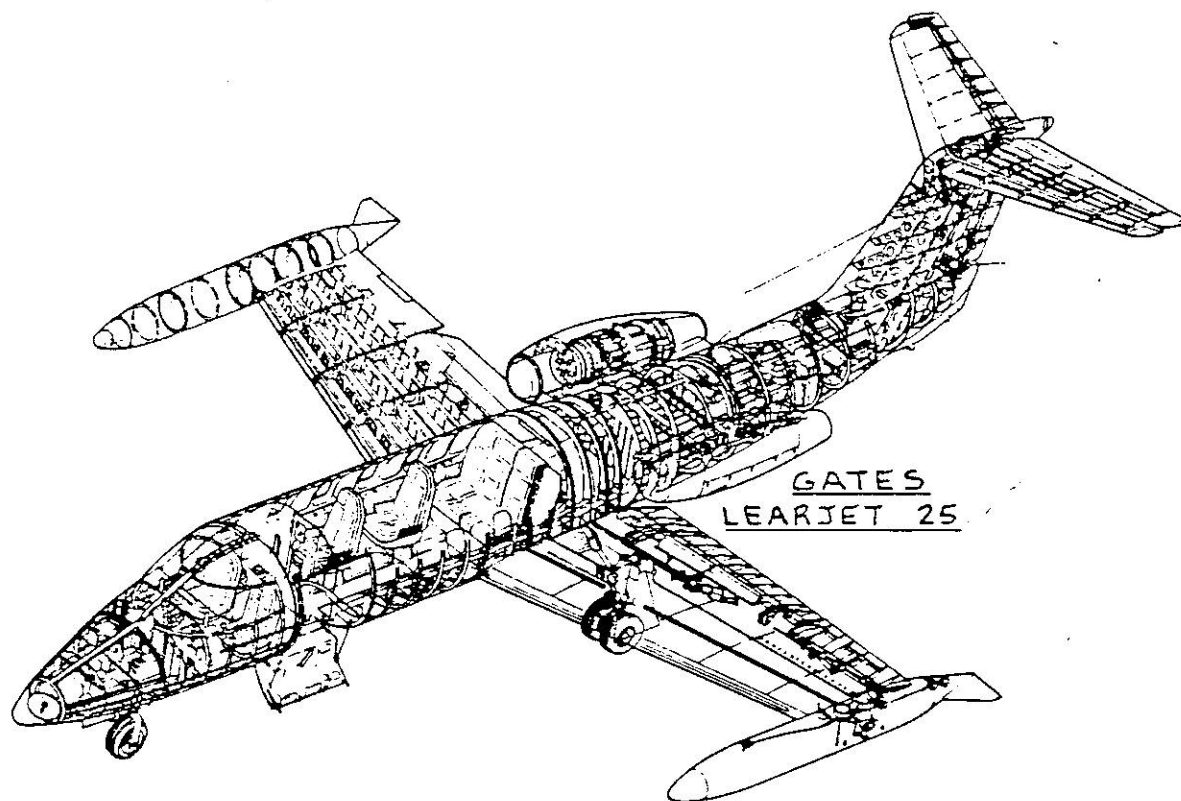


Figura 3.33 - Valori del carico alare e del rapporto spinta/peso compatibili con un'assegnata velocità massima al livello del mare

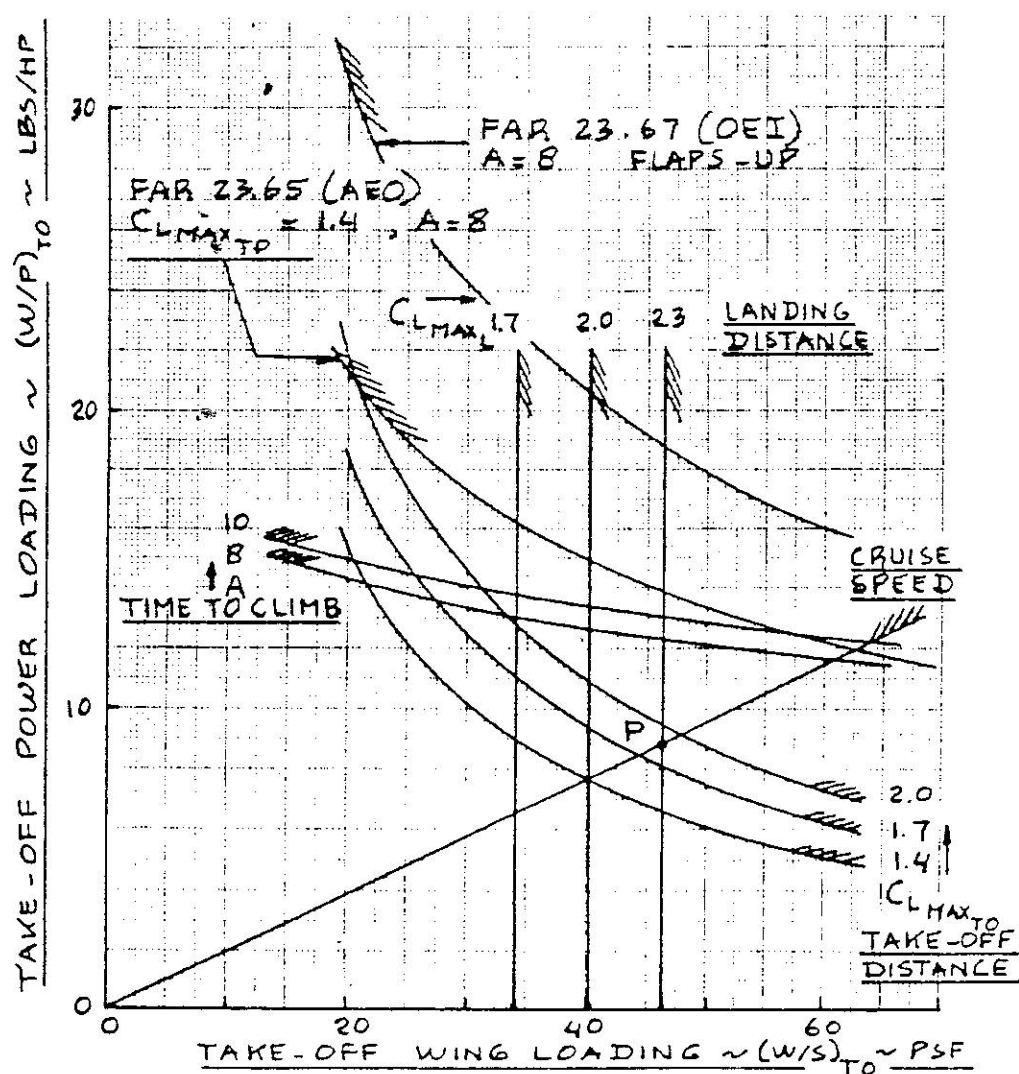
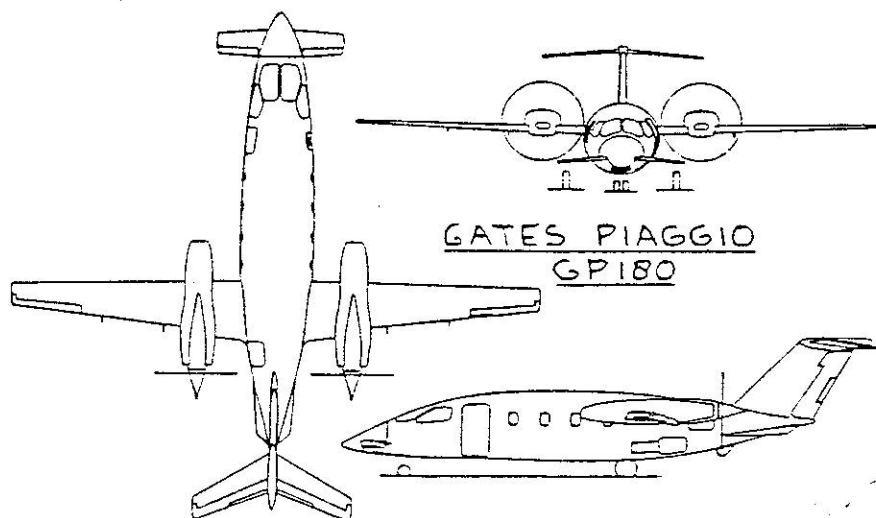


Figura 3.34 - Risultati del confronto fra i vari parametri di dimensionamento di un velivolo bi-motore ad elica

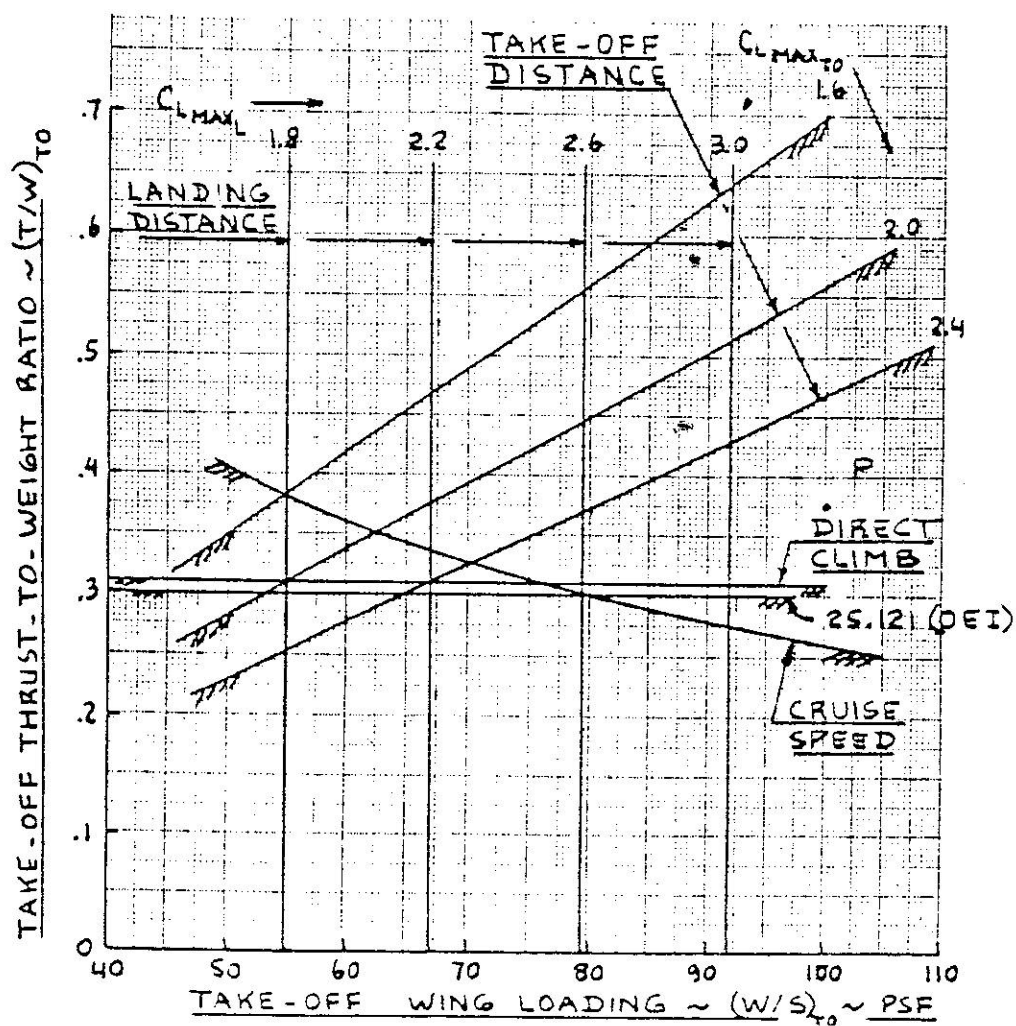
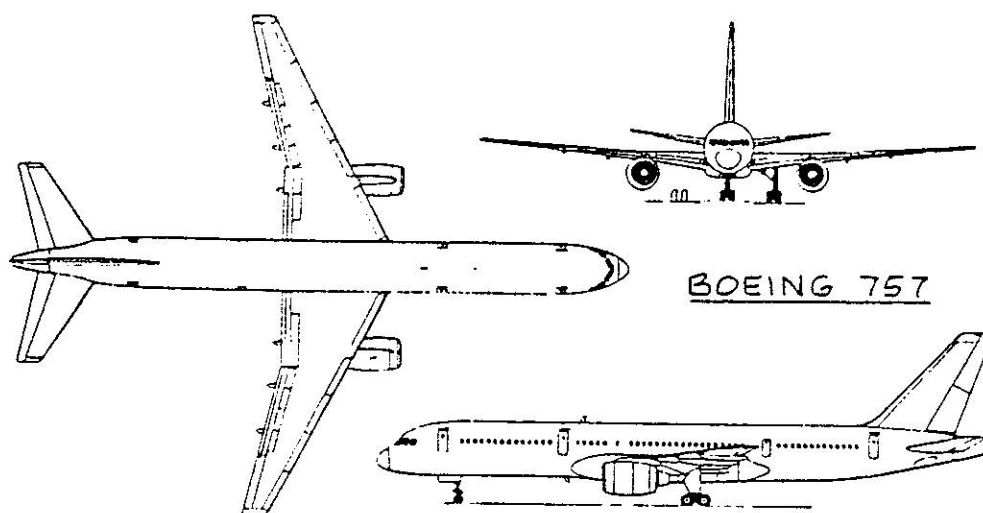


Figura 3.35 - Risultati del confronto fra i vari parametri di dimensionamento di un velivolo da trasporto a getto

Tabella 2.16 - Riduzioni di peso relative all'impiego di elementi in materiali compositi

Elementi strutturali

$W_{\text{comp}}/W_{\text{metal}}$

Strutture principali

Fusoliera	0,85
Ala, impennaggi e/o pianetto anteriore	0,75
Carrello d'atterraggio	0,88

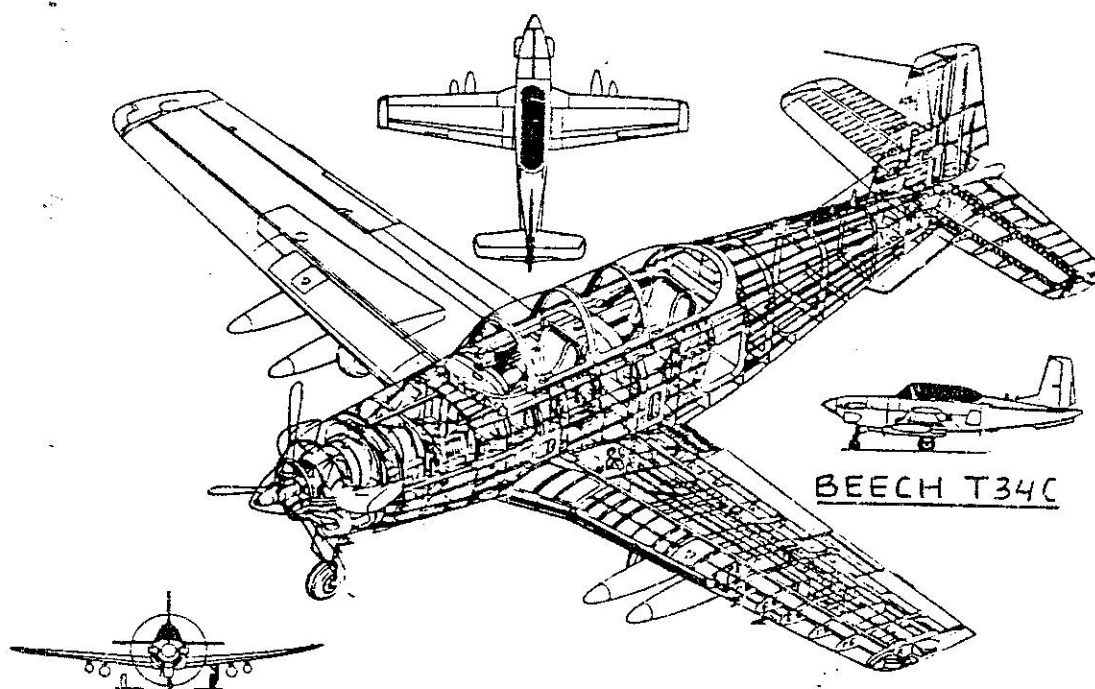
Strutture secondarie

Ipersostentatori, diruttori, portelli d'ispezione, carenature	0,60
Arredamento interno	0,50
Sistema di circolazione dell'aria	0,70-0,80

Note: 1) Questi fattori di riduzione del peso devono essere usati con grande cautela.

Possono essere usati quando l'intero elemento passa da una struttura in leghe d'alluminio a una struttura completamente in materiali compositi.

2) Per leghe litio-alluminio impiegate per fusoliera, ali o impennaggi è possibile considerare una riduzione di peso tra il 5 e il 10% rispetto alla convenzionale lega d'alluminio.



	Crociera andata	Penetrazione	Diversione	Crociera ritorno	Attesa
c_j (lbs/lbs/hr)	0,6	0,9	0,9	0,6	0,6
V (kts)	459	400	450	488	N.A.
L/D	7,0	4,5	5,5	7,5	9,0
R (nm)	253	100	100	253	N.A.
E (hr)	N.A.	N.A.	N.A.	N.A.	0,5
$\partial W_{TO}/\partial c_j$ (lbs/lbs/lbs/hr)	21952	15488	11264	19271	15488
<----- equaz. 2.52 -----> <-- eq.2.54 -->					
$\partial W_{TO}/\partial (L/D)$ (lbs)	-1882	-3098	-1843	-1542	-1033
<----- equaz. 2.53 -----> <-- eq.2.55 -->					

(N.A. = Not Available = non disponibile)

Sarà ora discusso il significato di alcuni di questi risultati.

Una diminuzione del consumo specifico di 0,1 durante la fase di penetrazione consentirà di risparmiare $0,1 \times 15488 = 1549$ lbs nel peso totale al decollo. Un aumento di efficienza aerodinamica di 0,5 durante la fase di crociera all'andata porterà ad una diminuzione del peso totale al decollo di $0,5 \times 1882 = 941$ lbs.

2.8 Esercizi

- 1) Ricalcolare la frazione di combustibile della missione per il velivolo da trasporto a getto dell'esempio 2.6.2, dividendo la fase di crociera (Fase 5) in cinque parti di lunghezza uguale.

Tenere conto della variazione stimata di peso dovuta al consumo di combustibile, correggendo il valore di L/D in funzione del peso medio prevalente durante ogni parte in cui è stata divisa la fase 5. Mantenere i valori assegnati in tabella 2.18 del Numero di Mach di crociera e della quota di crociera. Si ipotizzi che la polare parabolica del velivolo sia :

$$C_D = 0,0200 + 0,0333C_L^2.$$

Si calcoli la sensitività a C_{D0} di W_{TO} .

- 2) Un velivolo da trasporto regionale ha le seguenti specifiche di missione:

Carico pagante: 34 passeggeri del peso di 175 lbs ciascuno ed ognuno con 30 lbs di bagaglio.

Equipaggio: Due piloti e un assistente di cabina.

Autonomia di percorso: Quattro viaggi consecutivi di 250 nm: da R_1 a R_4 , con il massimo carico pagante. Si considerino riserve per il volo a un aeroporto alternato lontano 100 nm, seguito da 45 min. di attesa.

Quota: 25000 ft per la missione di progetto.

Velocità di crociera: 250 kts.

Salita: Salita a 25000 ft in 10 min.

Decollo ed atterraggio: Lunghezza della pista a FAR25, 5000 ft a una quota di 5000 ft e a una temperatura di 95°F.
Si ipotizza $W_I = 0,9W_{TO}$.

Propulsione: Due turboeliche o due turboventole.

Pressurizzazione: 5000 ft in cabina a una quota di 35000 ft.

Base di certificazione: FAR25.

Si determinino W_{TO} , W_E e W_F per il velivolo assegnato.

Si calcoli la sensitività a c_p , a η_p e a L/D di W_{TO} .

Si trovi come varia W_{TO} se il segmento di percorso viene portato da 250 a 200 nm e a 300 nm.

3) Un velivolo da ricognizione e d'attesa ad alta quota ha le seguenti specifiche di missione:

Carico pagante: 3000 lbs di avionica e un'antenna esterna rotante (come quella dell'E2C) del peso di 3500 lbs.

Equipaggio: Due piloti, un operatore dei sistemi avionici più tre membri per il cambio dei turni. Si considerino 200 lbs per ogni membro dell'equipaggio.

Autonomia: 1500 nm da una base costiera, seguite da 48 ore di attesa sul punto arrivo, seguite ancora dal ritorno alla base. Nessuna riserva.

Quota: Quota di attesa: 45000 ft. Bisogna poter mantenere il punto anche con un vento di 120 kts.

Velocità di crociera: Superiore a 250 kts.

Salita: Bisogna poter arrivare ai 45000 ft in corrispondenza del punto attesa.

Decollo ed atterraggio: 5000 ft di corsa di rullaggio in giorno standard, al livello del mare e al peso massimo al decollo e al peso massimo all'atterraggio rispettivamente. Si assuma $W_L = 0,75W_{TO}$.

Propulsori: Turboventole. Almeno in numero di due.

Pressurizzazione: 5000 ft in cabina a una quota di 45000 ft.

Base di certificazione: Militare.

Note: Per risparmiare peso è consentito servirsi di un fattore di carico limite di 2, invece dell'usuale 2,5, per il tratto di missione precedente all'arrivo al punto attesa. Appena arrivati al punto attesa il fattore di carico limite deve ritornare al valore normale di 2,5.

Si determinino i valori di W_{TO} , W_E e W_F per il velivolo assegnato.

Si calcolino le sensitività di W_{TO} a R , E , L/D e a c_p e η_p .

Si determini poi come cambia W_{TO} se il punto attesa si sposta a 2000 e poi a 1000 nm dalla base. Si determini inoltre W_{TO} per un tempo attesa di 24, 36 e 50 ore. Che valore raggiungerebbe W_{TO} se L/D potesse aumentare del 30%?

4) Un velivolo "fatto in casa", realizzato in materiali compositi, ha le seguenti specifiche di missione:

Carico pagante:	Due piloti del peso di 175 lbs ciascuno più un bagaglio per ognuno di 30 lbs.
Autonomia:	800 nm, più riserve per un aeroporto alternato a 200 nm di distanza.
Quota:	10000 ft per la tratta di progetto.
Velocità di crociera:	250 kts alla quota di 10000 ft
Salita:	10 minuti per arrivare a 10000 ft
Decollo ed atterraggio:	Lunghezza del campo di volo pari a 2500 ft.
Propulsione:	Monomotore alternativo ad elica.
Pressurizzazione:	Nessuna.
Base di certificazione:	Velivolo sperimentale. Si usino le FAR23 per il calcolo del decollo e dell'atterraggio.

Si determinino i valori di W_{TO} , W_E e W_F per questo tipo di velivolo.
 Si calcolino le sensitività di W_{TO} a R , c_p e η_p .

- 5) Un velivolo da crociera supersonica ha le seguenti specifiche di missione:

Carico pagante:	300 passeggeri del peso di 175 lbs ciascuno più 30 lbs di bagaglio per ognuno.
Equipaggio:	Due piloti e dieci assistenti di cabina del peso ciascuno di 175 lbs più 30 lbs di bagaglio per ognuno.
Autonomia:	3500 nm, seguite da un'ora di attesa e da altre 100 nm per raggiungere l'aeroporto alternato
Quota:	75000 ft (per la crociera).
Velocità di crociera:	2,7 Mach
Salita:	Salita diretta a 75000 ft al peso totale al decollo, W_{TO} .
Decollo ed atterraggio:	Lunghezza del campo di volo, 10000 ft a norme FAR, temperatura a 95 gradi F, al livello del mare. Si consideri $W_L = 0,8W_{TO}$.
Propulsione:	Almeno tre turboventole. Dovrebbero essere munite di postbruciatori, se necessario.
Pressurizzazione:	7500 ft in cabina alla quota di 75000 ft.
Base di certificazione:	FAR25.

Si determinino i valori di W_{TO} , W_E e W_F per questo tipo di velivolo. Si trovino le sensitività di W_{TO} all'autonomia di percorso e al consumo specifico di combustibile.

- 6) Un velivolo d'alta quota per comunicazioni, senza equipaggio, ha le seguenti specifiche di missione:

Carico pagante:	2000 lbs
Equipaggio:	Nessuno.
Autonomia:	1000 nm all'andata e 1000 nm al ritorno. Nessuna riserva.
Autonomia di durata:	168 ore (= 7 giorni) sul punto attesa.
Velocità di crociera:	È desiderata una velocità di 250 kts
Quota di attesa:	85000 ft.
Velocità al punto attesa:	Almeno 35 kts, per affrontare i venti prevalenti.
Decollo ed atterraggio:	Una corsa al suolo di 8000 ft è accettabile. Si ipotizzi $W_L = 0,65W_{TO}$.
Propulsione:	Si lascia la scelta al progettista. Il combustibile deve essere JP4 o 5.

Si determinino i valori di W_{TO} , W_E , W_F per questo tipo di velivolo. Si mostri come il velivolo sia sensibile alle variazioni di L/D , E , c_j (o c_p) e η_p .

APPENDIX A: COMMENTS ON THE CONVERGENCE PROPERTIES OF THE
 =====
 WEIGHT SIZING METHOD OF CHAPTER 2
 =====

It is shown in Chapter 2, page 69, Eqn. (2.24) that the airplane take-off weight, W_{TO} may be estimated from the following logarithmic equation:

$$\log_{10} W_{TO} = A + B \log_{10} (CW_{TO} - D) \quad (A1)$$

where: A is a regression (intercept) coefficient which is determined from actual data on existing airplanes which must belong to the same general type as the airplane being sized.

B is a regression (slope) coefficient which is determined in a manner similar to A.

NOTE: Table 2.15 lists the numerical values for A and B for twelve types of airplanes.

C is a coefficient which is a function of the fuel used and the fuel reserve required for any given mission. It may be computed from Eqns (2.22) and (2.13).

D is the sum of crew weight and payload weight.

If the l.h.s and the r.h.s. of Eqn. (A1) are considered to be functions of W_{TO} it is possible to obtain a

graphical solution as shown in Figure A1. When such a solution exists, the sizing method is said to converge. The purpose of this appendix is to investigate the conditions for which convergence will or will not occur.

It is shown in Ref.17 that the existence of a solution depends on the behavior of the function:

$$\Delta = \{(\log_{10} W_{TO}) - A - B \log_{10} (CW_{TO} - D)\} \quad (A2)$$

There are three possibilities which must be examined:

- a. Δ has NO minimum and NO maximum (i.e. no optimum)
- b. Δ has a negative minimum value
- c. Δ has a positive minimum value

Figure A2 shows a graphical representation for each.

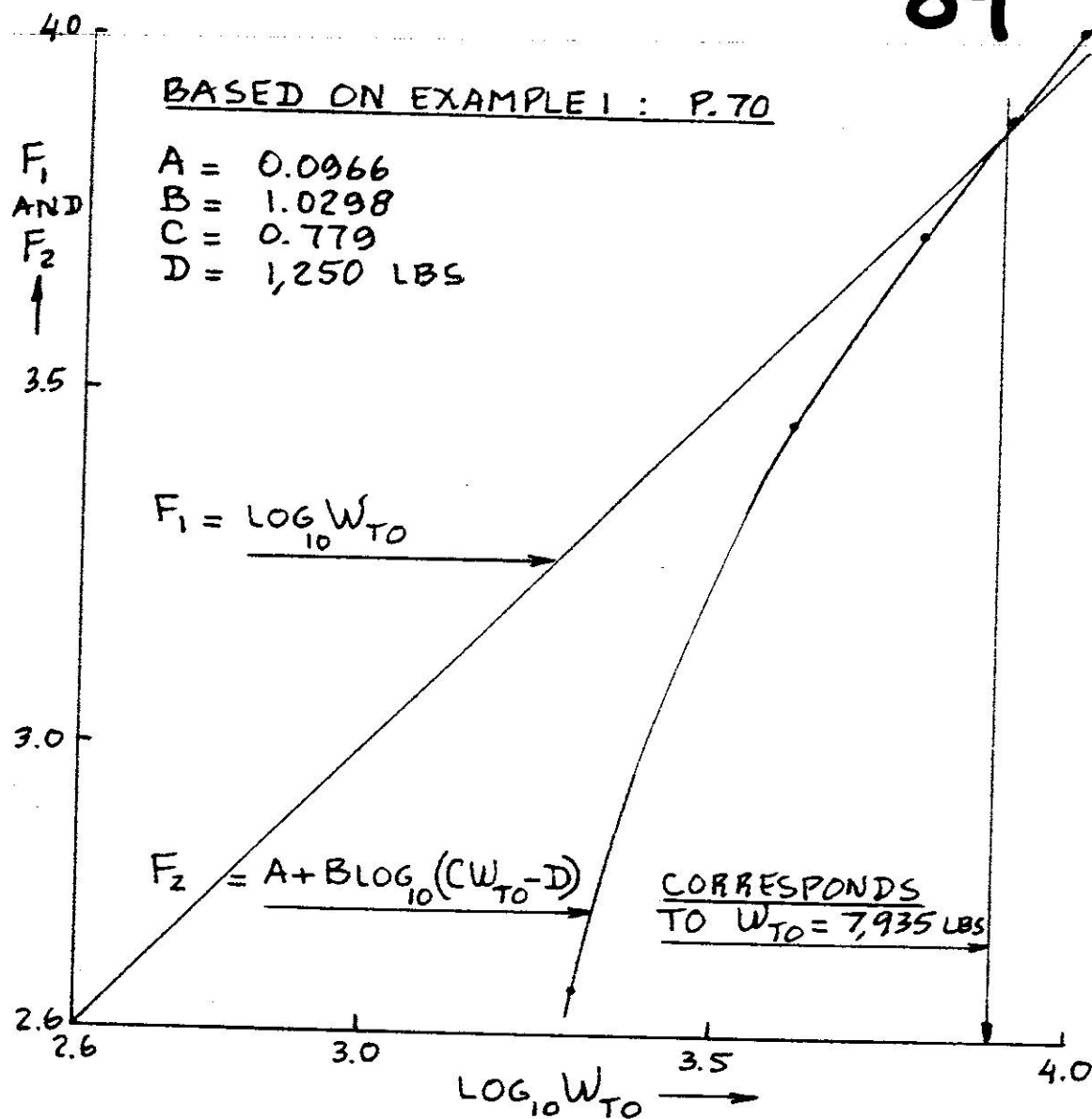


Figure A1 Graphical Solution of Equation (A1)

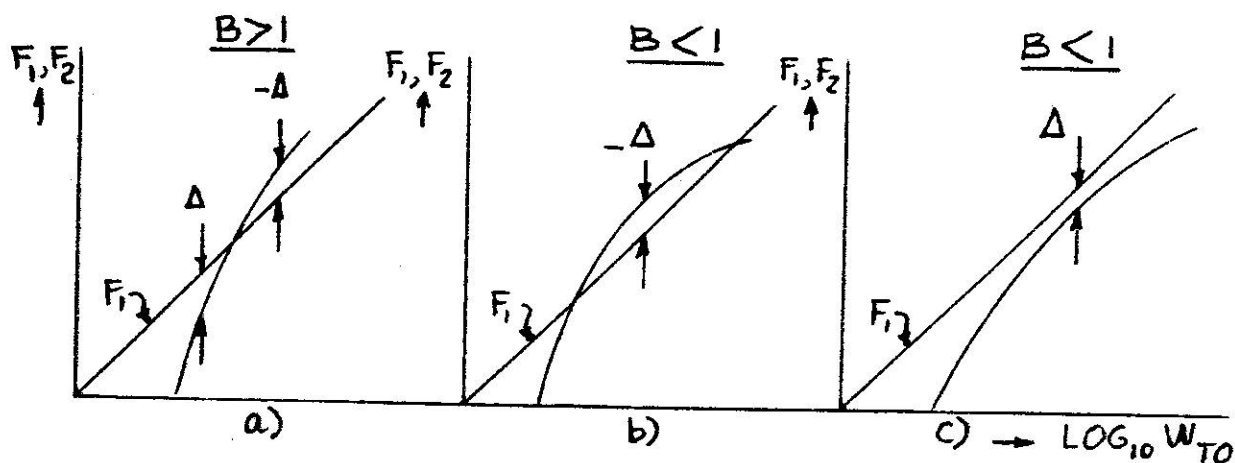


Figure A2 Three Possibilities for the Function A of Equation (A2)

If an optimum value for Δ exists, it must satisfy:

$$\partial \Delta / \partial W_{TO} = 0 \quad (A3)$$

This can be shown to occur for:

$$W_{TO} = D/C(1 - B) \quad (A4)$$

A practical optimum for Δ exists only if $B < 1.0$.
Therefore, the following conclusions can be drawn:

1. If $B > 1.0$ the function Δ has no optimum (i.e. No minimum and NO maximum). This implies that only one solution exists for W_{TO} in Eqn. (A1).

Figure A1 and Figure A2a exemplify this behavior.

2. If $B < 1.0$ the function Δ has either a maximum or a minimum. The optimum value for Δ can be determined by substituting Eqn. (A4) into Eqn. (A2). This yields:

$$\begin{aligned} \Delta_{\text{optimum}} = & \log_{10}\{D/C(1 - B)\} - A + \\ & - B \log_{10}\{[D/(1 - B) - D]\} \end{aligned} \quad (A5)$$

The following possibilities present themselves:

- 2a) If $\Delta_{\text{optimum}} < 0$ there will be two solutions for W_{TO} !! Only the lower value should be given practical significance. Figure A2b illustrates this case.
- 2b) If $\Delta_{\text{optimum}} > 0$ there will be NO solutions for W_{TO} : the design process does not converge! Figure A2c illustrates this case.

It is seen that whether or not cases 2a or 2b occur will depend (for any given values of A , B and D) on the value of C as found from Eqn. (2.22). Since C depends strongly on the mission fuel requirements (and therefore on the range and/or endurance requirements) it should always be possible to 'invent' a mission specification for which convergence does not occur. In such a case no airplane can be designed to meet the intended mission.

Table 2.4 Weight Data for Single Engine Propeller Driven Airplanes

No.	Type	Gross Take-off Weight, W _{TO} (lbs)	Empty Weight, W _E (lbs)	Maximum Landing Weight, W _L (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W _{MIF} (lbs)
1	BEECH				
2	Sierra 200	2,750	1,694	2,750	335
3	Bonanza A36	3,600	2,195	3,600	434
4	Bonanza V35B	3,400	2,106	3,400	434
5	Turbo Bonanza	3,850	2,338	3,850	599
	Skipper 77	1,675	1,100	1,675	170
6	CESSNA				
7	152	1,670	1,112	1,670	229
8	Skyhawk II	2,400	1,427	2,400	252
9	Skylane RG	3,100	1,757	3,100	517
10	Skywagon 185	3,350	1,700	3,350	517
11	Stationair 8	3,800	2,123	3,800	358
12	Centurion II	3,800	2,153	3,800	511
13	Centurion Press.	4,000	2,426	3,800	511
	Caravan 208 (TBP)	7,750	3,385	7,000	2,194
14	PIPER				
15	Warrior II	2,325	1,348	2,325	282
16	Arrow IV	2,750	1,637	2,750	452
17	Saratoga	3,600	1,935	3,600	628
18	Tripacer PA22	2,000	1,110	2,000	211
	Super Cub PA18-150	1,750	930	1,750	211
	DeHAVILLAND				
19	DHC-2 Beaver (land)	5,100	2,850	5,100	556
20	DHC-3 Otter (land)	8,000	4,168	8,000	1,286
21	SOCATA				
22	Rallye 125	1,852	1,125	1,852	149
	Diplomate ST-10	2,690	1,594	2,690	310

Table 2.4 (Cont'd) Weight Data for Single Engine Propeller Driven Airplanes

No.	Type	Gross Take-off Weight, W_{TO} (lbs)	Empty Weight, W_E (lbs)	Maximum Landing Weight, W_{Land} (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W_{MIF} (lbs)
23	ZLIN 142	2,138	1,609	2,138	194
24	Z50L	1,587	1,256	1,587	93
25	MOONEY 201(M20J)	2,740	1,640	2,740	376
26	231 Turbo(M20K)	2,900	1,800	2,900	462
27	Antonov AN-2	11,574	7,275	N.A.	1,984
28	Beagle B.121-2 Pup	1,900	1,090	1,900	169
29	Partenavia P66C	2,183	1,322	2,183	251
30	Fuji FA-200	2,335	1,366	2,335	317
31	Pilatus PC-6(TBP)	4,850	2,685	4,850	832
32	Varga 2150A Kachina	1,817	1,125	1,817	205

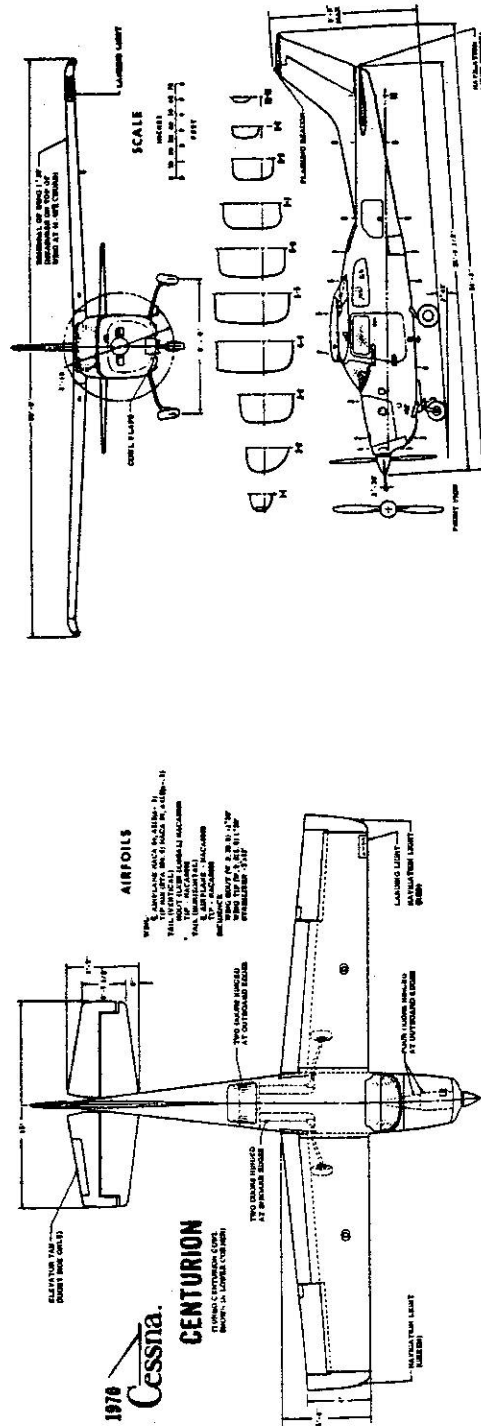


Table 2.5 Weight Data for Twin Engine Propeller Driven Airplanes

No.	Type	Gross Take-off Weight, W _{TO} (lbs)	Empty Weight, W _E (lbs)	Maximum Landing Weight, W _{Land} (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W _{MIF} (lbs)
1	BEECH				
2	Duchess 76	3,900	2,466	3,900	587
3	Baron 95-B55	5,100	3,236	5,100	587
4	Duke B60	6,775	4,423	6,775	834
5	King Air C90 (TBP)	9,650	5,765	9,168	2,515
6	CESSNA				
7	Crusader T303	5,150	3,305	5,000	898
8	340A	5,990	3,948	5,990	1,192
9	402C Businessliner	6,850	4,077	6,850	1,250
10	414A Chancellor	6,750	4,368	6,750	1,250
11	421 Golden Eagle	7,450	4,668	7,450	1,250
12	Conquest I (TBP)	8,200	4,915	8,000	2,443
13	PIPER				
14	Navajo	6,500	4,003	6,500	1,127
15	Chieftain	7,000	4,221	7,000	1,127
16	Aerostar 600A	5,500	3,737	5,500	1,018
17	Seminole PA-44-180	3,800	2,354	3,800	646
18	Seminole PA-44-180T	3,800	2,430	3,800	646
19	Cheyenne I (TBP)	8,700	4,910	8,700	2,017
20	Wing Derringer D-1	3,050	2,100	2,900	511
21	Partenavia P66C-160	2,183	1,322	2,183	251
22	Piaggio P166-DL3 (TBP)	9,480	5,732	8,377	1,850
23	Gulf-Am 840A (TBP)	10,325	6,629	10,325	2,784
24	Learfan 2100 (TBP)	7,350*	4,100	7,000	1,572
25	Rutan 40 Defiant	2,900*	1,610	2,900	528

* 21 and 22 are composite built airplanes

Table 2.6 Weight Data for Agricultural Airplanes

No.	Type	Gross Take-off Weight, W _{TO} (lbs)	Empty Weight, W _E (lbs)	Maximum Landing Weight, W _L (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W _{MIF} (lbs)
PISTON-PROPS					
1	EMB-201A (N)	3,417	2,229	3,417	1,714
2	PZL-104	2,866	1,880	2,866	1,145
3	PZL-106	6,614	3,550	6,614	1,761
4	PZL-M18A	9,259	5,445	9,259	2,348
5	Transavia T-300	4,244	2,242	3,800	293
6	Ayres S2R-R1820	10,000	4,990	N.A.	1,115
7	Schweizer AG-CATB	7,020	3,525	7,020 470	
8	Cessna AG Husky*	3,500	2,306	3,300	317
9	Cessna AG Truck	3,300	2,229	3,300	317
10	Piper PA-36 Brave	3,900	2,050	3,900	528
11	IAR-827A	6,173	3,660	N.A.	713
TURBO-PROPS					
12	Pilatus PC-6	6,100	2,995	4,850	837
13	NDN 6	10,000	4,500	N.A.	1,524
14	Ayres Turbo-Thrush	6,000	3,900	N.A.	1,245
15	Air Tractor AT400	6,000	3,550	N.A.	825
16	Marsh S2R-T	6,000	3,600	N.A.	694
JETS					
17	PZL M-15	12,675	7,120	8,815	2,525

* Turbocharged

Note: Weights listed are for the 'normal category'.

Table 2.7 Weight Data for Business Jets

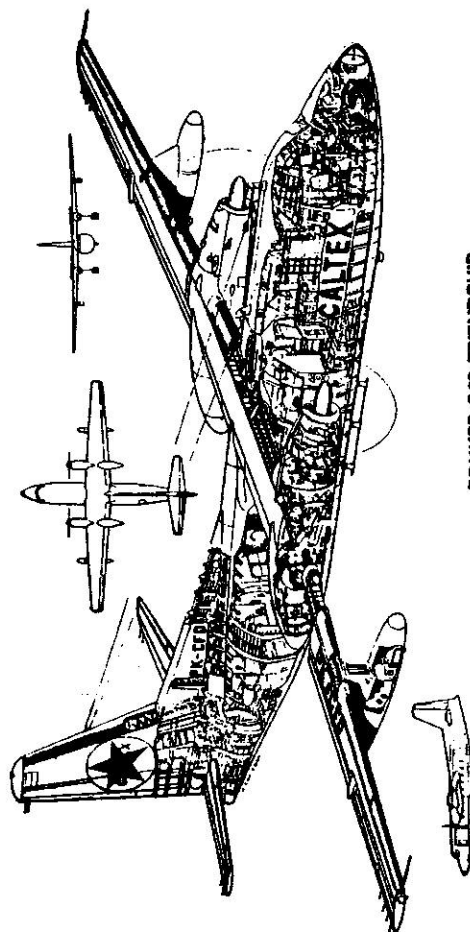
No.	Type	Gross Take-off Weight, W_{TO} (lbs)	Empty Weight, W_E (lbs)	Maximum Landing Weight, W_{Land} (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W_{MIF} (lbs)
1	Canadair CL-601	41,650	19,960	36,000	6,725
	<u>DASSAULT-BREQUET</u>				
2	Falcon 20F	28,660	16,600	19,685	9,170
3	Falcon 10	18,740	10,760	17,640	5,910
4	Falcon 50	38,800	19,840	35,715	15,520
5	IAI Westwind 2	22,850	12,300	19,000	8,515
6	BAe-700	25,500	12,845	22,000	9,288
	<u>CESSNA</u>				
7	Citation I	11,850	6,605	11,350	3,780
8	Citation II	13,300	7,196	12,700	5,009
9	Citation III	20,000	10,951	16,500	7,155
	<u>GATES LEARJET</u>				
10	Learjet 55	19,500	12,130	17,000	6,707
11	Learjet 24	13,500	7,064	11,880	5,628
12	Learjet 25	15,000	7,650	13,300	6,098
13	Gulfstream IIB	68,200	38,750	58,500	28,300
14	Lockheed Jetstar	43,750	23,828	36,000	14,253
15	Mitsub. Diamond I	14,630	9,100	13,200	4,260
16	Rockw. Sabrel. 65	24,000	13,400	21,755	8,626
17	Foxjet(not built)	4,550	2,408	N.A.	N.A.
18	Piaggio PD-808	18,000	10,650	16,000	6,445
19	HFB320 Hansa	20,280	11,775	19,400	6,084

Table 2.8 Weight Data for Regional Turbo-Propeller Driven Airplanes

No.	Type	Gross Take-off Weight, W _{TO} (lbs)	Empty Weight, W _E (lbs)	Maximum Landing Weight, W _{Land} (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W _{MIF} (lbs)
1	Antonov 28	14,330	7,716	14,330	3,483
2	Casa C212-200	16,424	9,072	16,204	3,527
3	BAe 748 2B(A)	46,500	26,560	43,000	11,326
4	Shorts 330	22,900	14,175	22,600	3,840
5	Shorts 360	25,700	16,075	25,400	3,840
6	Shorts SC7-3	12,500	7,750	12,500	2,303
7	Beech 1900	15,245	8,500	15,245	2,855
8	Beech C99	11,300	6,494	11,300	2,466
9	Beech King Air B200	12,500	7,538	12,500	3,645
10	Cessna Conquest I	8,200	4,915	8,000	2,459
11	Cessna Conquest II	9,850	5,682	9,360	3,183
12	FS Metro III	14,500	8,387	14,000	4,342
13	Gulfstream IC	36,000	23,693	34,285	10,460
14	GAF Nomad N22B	8,500	4,613	8,500	1,770
15	Fokker F27 Mk200	45,000	25,525	41,000	9,090
16	ATR-42-200	34,720	20,580	33,730	9,920
17	Aeritalia AP68TP -200	5,732	3,245	5,445	1,340
18	SM SF600 Canguro	7,054	4,299	7,054	1,902
19	Airtec CN235	28,660	16,094	28,220	8,818
20	DeHavilland DHC-7	44,000	27,000	42,000	9,925
21	DeHavilland DHC-5D	41,000	24,635	39,100	13,696
22	Buffalo (A)				
23	EMB-120 Brasilia	21,165	11,945	21,165	5,624
24	Saab-Fairchild 340	26,000	15,510	25,500	5,900
	Piper PA-31T	9,000	5,018	9,000	2,555
	Cheyenne II				

Table 2.8 (Cont'd) Weight Data for Regional Turbo-Propeller Driven Airplanes

No.	Type	Gross Take-off Weight, W_{TO} (lbs)	Empty Weight W_E (lbs)	Maximum Landing Weight, W_{Land} (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W_{MIF} (lbs)
25	Piper PA-42	11,200	6,389	10,330	2,686
	Cheyenne III				
26	BAe 31 Jetstream	14,550	7,606	14,550	3,017
27	Embraer EMB-110	12,500	7,837	12,500	2,974
	Bandeirante				
28	DeHavilland DHC-6	12,500	7,065	12,500	2,500
	Twin Otter-300				
29	DeHavilland DHC-8	30,500	20,176	30,000	5,875
30	Dornier 128-6	9,590	5,230	9,127	1,544
31	Dornier 228-200	12,566	6,495	See '84	See '84
				Janes	Janes
32	Arava 202	15,000	8,816	15,000	2,876
33	DeHavilland DHC-7, Series 300	57,250	34,250	55,600	10,000



FOKKER F27 FRIENDSHIP

Table 2.9 Weight Data for Transport Jets

No.	Type	Gross Take-off Weight, W_{TO} (lbs)	Empty Weight, W_E (lbs)	Maximum Landing Weight, W_{Land} (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, W_{MIF} (lbs)
BOEING					
1	727-200	184,800	100,000	154,500	52,990
2	737-200	115,500	61,630	103,000	39,104
3	737-300	124,500	69,930	114,000	35,108
4	747-200B	775,000	380,000	564,000	343,279
5	747-SP	630,000	325,000	450,000	329,851
6	757-200	220,000	130,420	198,000	73,229
7	767-200	300,000	179,082	270,000	109,385
MCDONNELL-DOUGLAS					
8	DC8-Super 71	325,000	162,700	240,000	156,733
9	DC9-30	121,000	57,190	110,000	24,117
10	DC9-80	140,000	79,757	128,000	37,852
11	DC10-10	455,000	244,903	363,500	142,135
12	DC10-40	555,000	271,062	403,000	239,075
LOCKHEED					
13	L1011-500	510,000	245,500	368,000	155,982
14	Fokker F28-4000	73,000	38,683	69,500	16,842
15	Rombac-111-560	99,650	53,762	87,000	24,549
16	VFW-Fokker 614	44,000	26,850	44,000	10,928
17	BAe 146-200	89,500	48,500	77,500	22,324
AIRBUS					
18	A300-B4-200	363,760	195,109	295,420	195,109
19	A310-202	291,000	168,910	261,250	94,798
ILYUSHIN					
20	ILyushin-IL-62M	357,150	153,000	231,500	183,700
21	Tupolev-154	198,416	95,900	176,370	73,085

* W_E here means typical airline operating weight empty, W_{OE}