

Corso di PROGETTO GENERALE DEI VELIVOLI
Determinazione del punto di progetto

Fabrizio Nicolosi

VELIVOLI

SMALL

Light Aircraft (Velivoli Leggeri)

Wto < 5670 Kg (12500 lbs) FAR23

- Num. di motori : 1 o più
- Max num di passeggeri : 10
- Max quota operativa : 25000 ft

Very Light Aircraft (VLA)

Wto < 750 kg (1655 lbs) JAR-VLA

- Num. di motori : 1
- Max num di passeggeri : 2
- Max quota operativa : 15000 ft

Ultra Light Aircraft (VLA) (Ultraleggeri)

Wto < 450 kg (1000 lbs) Non Certificati

- Num. di motori : 1
- Max num di passeggeri : 2
- Max quota operativa : 1000 ft

LARGE

Trasporto FAR25

Wto Illimitato

- Num mot. 2 o più
- Illim.
- Illim.

PERFORMANCE REQUIREMENTS (Federal Aviation Regulation - FAR)

	FAR 23	SFAR 23	FAR 25
Max Peso Dec Wto	≤ 12500 lbs	≤ 12500 lbs	Nessun limite
Num. di Passeggeri	Fino a 10	Più di 10	Nessun limite
Decollo			
Segmento 1	Va calcolata	V ₁ almeno 1.1V _{s1} o 1.1 V _{MC}	accel a V ₁
Segmento 2	Non applicabile	Mantenersi a V ₁	V ₂ a 400 ft ; gradiente almeno 2.4%
Segmento 3	Gradiente ≥ 1.2%	"	V ₂ o > (a 1500 ft) ; gradiente almeno 1.2%
Atterr. mancato (salita)	V > max(1.05V _{MC} 1.10 V _{s1} grad. >3.3 %	V > max(1.05V _{MC} 1.10 V _{s1} grad. >3.3 %	grad. >3.2 %

VEL. STALLO V_{so} (Mot. minimo, Eliche pos. decollo, Ipersost. atterraggio, baric. pos più sfav.)

$$V_{so} = \sqrt{\frac{2}{\rho_{sl}}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{CL_{max}}}$$

FAR 23 Monomotori e Bimotori con Wto < 2700 kg (6000 lbs)

JAR - VLA Monomotori , 2 posti, max Wto 750 Kg

Ultra Light Regul. Monomot 2 posti max Wto 450 Kg

V_{so}

61 Kts (113 Km/h)

45 Kts (83.5 Km/h)

35 Kts (65 Km/h)

TIPI DI VELIVOLI

- Velivoli ad Elica da amatore (homebuilt)
- Velivoli Ultraleggeri (fino a 450 Kg)
- Velivoli Leggeri (fino a 750 Kg) - JAR VLA
- Velivoli monomotore ad elica (FAR 23)
 - Cessna Skywagon 207, Piper Cherokee, Piper Saratoga, Piper Bellanca
- Velivoli bimotori ad elica (FAR 23)
 - Cessna 310R, Beechcraft King Air, Cessna T303 Crusader, Cessna Conquest I, Cessna Citation, Piper PA-31T2 Cheyenne, Piper Seneca, Partenavia P68
- Velivoli agricoli
- Business Jets (Velivoli a getto "executive") (FAR 25)
 - Dassault Falcon.10, Cessna Citation I 500, BAe 125
- Velivoli Turboelica da trasporto regionale (FAR 25)
 - Fokker F27-200, Fokker 50, ATR 42/72, EMB 120 , SAAB SF-340
- Velivoli da Trasporto a getto
 - Short/Medium Range
 - MD80, B737-200-300, Fokker 100, BAe 146, A320 (Wide body)
 - Long Range
 - A330, A310, B707, B747-300, B757, B767, MD11
- Velivoli Supersonici (Concorde)
- Velivoli Idrovolanti
- VELIVOLI MILITARI
 - Caccia
 - Addestratori
 - Bombardieri / Trasporto (G222)
- UNMANNED (RPV) - Telecomandati (per il sorveglianza)

VELIVOLI DA TRASPORTO A GETTO

	Wto (tonn)	Pass.	Autonomia (nm)	S (m ²)	b (m)	AR	$\Lambda_{c/4}$
Long Range							
A330	204	330	5000	325	58	10.3	30°
A340	246	380	7200	325	58	10.3	30°
B747-300	363	620	5650 (11000 Km)	511	59.6	7	37°
MD11	273	405	5000	341	51.7	7.8	35°
A300	170	370	4380	260	44.8	7.7	28°
A310	150	280	3730	219	43.9	8.8	28°
B767	128	255	6210	283	47	7.8	31°
Short/Medium							
A320	66	150	2640	122	33.9	9.5	25°
B707	151	189	5000	283	44.4	7	35°
B727	86	189	2400	158	32.9	6.9	32°
B737-300	61	150	2350	102	28.3	7.8	25°
MD80	63	170	1563	118	32.9	9.2	24.5°
BAe 146	42	96	1176	77.3	26	8.7	15°
Fokker 100	41.5	119	1200	94.3	28	8.3	17°

DIMENSIONI E PRESTAZIONI A CONFRONTO

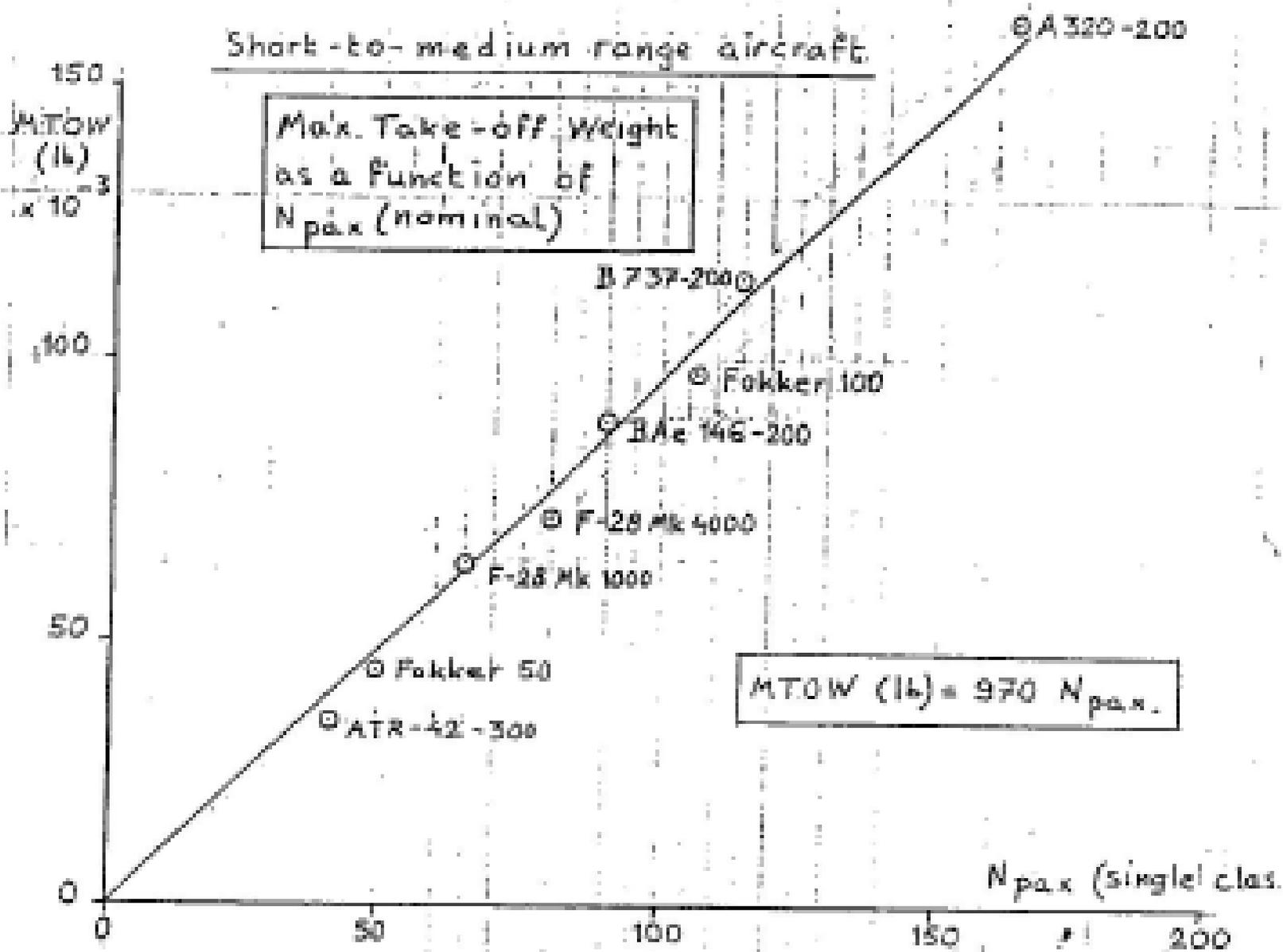
Velivolo	Posti	Wto (Kg)	S (mq)	b (m)	AR	Wto/S (Kg/mq)	Vcr (kts)	RCo (m/min)	Vstall Flap UP (Kts)	Vstall Flap Down	TO Run (m)	Range (nm)
VLA P92J	2	520	13.2	9.6	7	40	100	270	41	35	120	400
CESSNA Skyline	4	1406	16.2	11	7.4	87	142	264	54	49	462	820
CESSNA Centurion	6	1746	17.2	12.4	8.1	101	169	328	63	53	625	1010
Beechcraft Kingair	2+8	5000	26	14	7.5	191	270	450	94	79	1196	1187
Piper Cheyenne	2+6	3946	21.3	12.4	7.4	185	250	533	84	72	745	955
ATR42	42	15750	54.5	24.6	11	290	268	640	100	82	1090	645
MD80	170	63500	118	32.9	9.2	538	500				2200	2800
A310	250	150000	219	44	8.8	685	459 (M=0.8)				2310	3750
B747-300	620	363000	511	59.6	7	710	520				3000	5650

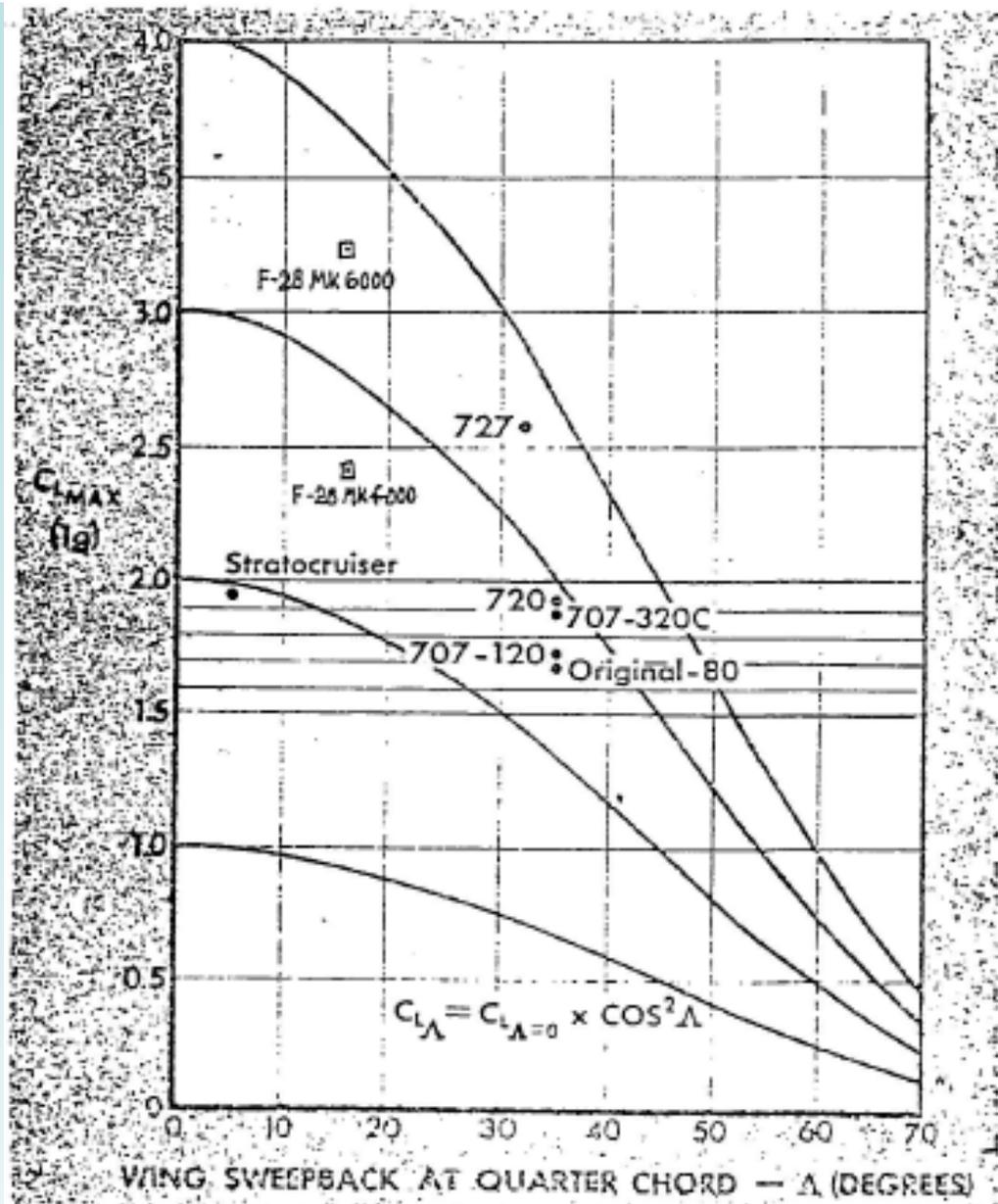
SPINTE/POTENZE INSTALLATE E PRESTAZIONI A CONFRONTO

Velivolo	Posti	Wto (Kg) e lb	P (hp)	AR	Wto/S (Kg/mq) e lb/sqft	Wto/P (Kg/hp) e lb/hp	Vcr (Kts) e Km/h	Range (nm)
VLA P92J	2	520 (1144)	82	7	40 (8.2)	6.3 (13.9)	100 (185)	400
CESSNA Skyline	4	1406 (3093)	235	7.4	87 (17.8)	5.98 (13.16)	142	820
CESSNA Caravan I	1+9	3311 (7284)	600	8.1	127 (26.1)	5.51 (12.1)	184	1010
Beechcraft Kingair	2+8	4377 (9649)	1100 (2x550)	7.5	160 (353)	3.98 (8.77)	242	1315
Piper Cheyenne	2+6	3946 (8700)	1000 (2x500)	7.4	185 (38)	3.95 (8.7)	250	955
P68 Partenavia	1+6	1990 (4387)	400 (2x200)	7.74	107 (21.9)	4.97 (10.96)	166	700
ATR42	42	15750 (34650)	3600 (2x1800)	11	289 (59)	4.37 (9.6)	268	645-2490
Fokker 50	50	18990 (41778)	4300 (2x2150)	12	271 (55.5)	4.41 (9.7)	278	750-1600

VELIVOLI A GETTO

Velivolo	Posti	Wto	T (Kp)	AR	Wto/S	T/Wto	Vcr(Kts)	Range (nm)
MD80	172	63500 (139700)	16782 (2x8391)	9.2	538 (107)	0.26	500	1563
B737-300	141	56473 (124240)	18144 (2x9072)	7.9	538 (110)	0.32	491	1390-2300
A310	236	153000 (336000)	45360 (2x22680)	8.8	698 (139)	0.30	484	3752
B747-300	620	363000 (798600)	99340 (4x24835)	7	710 (142)	0.27	507	5650





SHELL AVIATION NEWS
 NUMBER 316-1964

Effect of wing sweep on maximum lift

TAKE-OFF PROFILE & MAJOR PARAMETERS



CONDITION MAJOR PARAMETERS

GROUND ROLL $V_{LO}^2 / \left(\frac{T_{GR}}{W} - \mu \right) \approx \frac{W}{S} \frac{W}{(T_{AVE} - D)} \frac{1}{V} \frac{1}{C_{L_{LO}}}$

CLIMBOUT $V_{CL} \frac{T_{CL}}{W} \approx \sqrt{\frac{W}{\rho S C_L}} \frac{T - D}{W}$

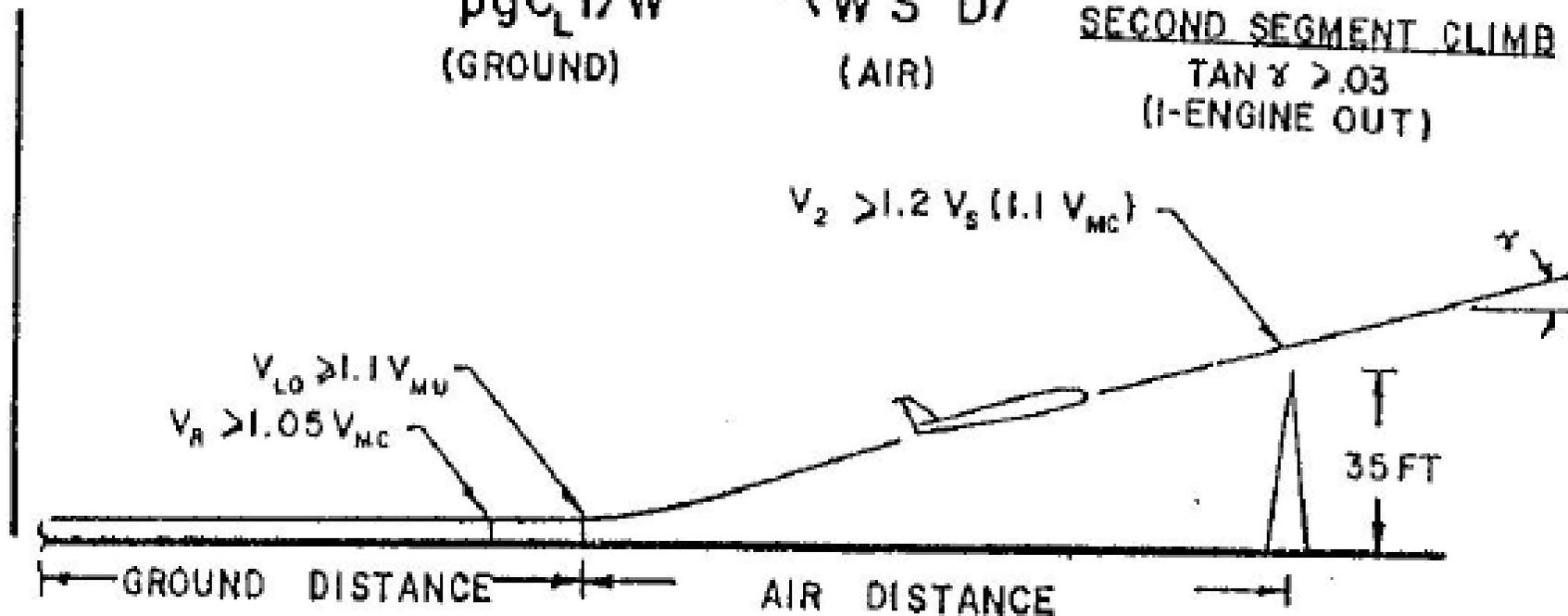
TAKEOFF PROFILE

AGARD LS-43
(L.B. Gratzler)

$$\text{DISTANCE} = K \frac{W/S}{\rho g C_L T/W} + f\left(\frac{T}{W}, \frac{W}{S}, \frac{L}{D}\right)$$

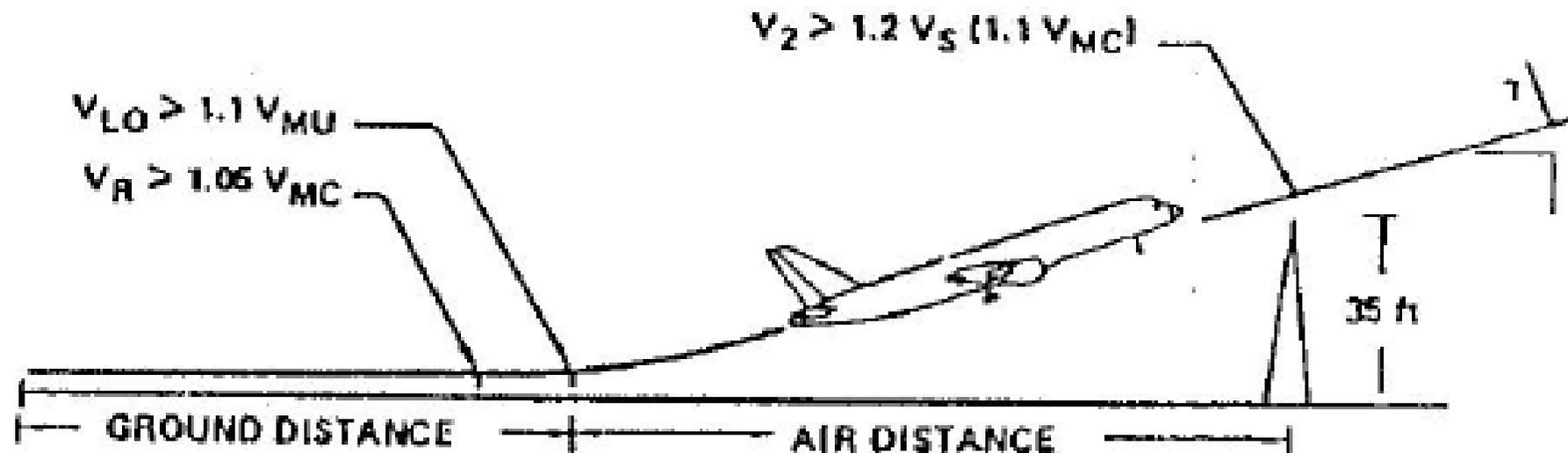
(GROUND) (AIR)

SECOND SEGMENT CLIMB
TAN $\gamma > .03$
(1-ENGINE OUT)



SECOND-SEGMENT CLIMB
 $\tan \gamma \geq 0.03$
 (1-ENGINE OUT)

GROUND RUN	CLIMBOUT
$f\left(\frac{T}{W} \cdot \frac{W}{S} \cdot C_{LMAX} \text{ AND } C_{D, H}\right)$	$f\left(\frac{T}{W} \cdot \frac{L}{D}\right)$



Takeoff Profile

APPROACH	GROUND RUN	GO-AROUND
$f(C_{LMAX}, W/S$ AND $L/D)$	$f(C_{LMAX}, W/S$ AND $C_D, \mu, T_{REV})$	$f\left(\frac{T}{W} \cdot \frac{L}{D}\right)$

APPROACH

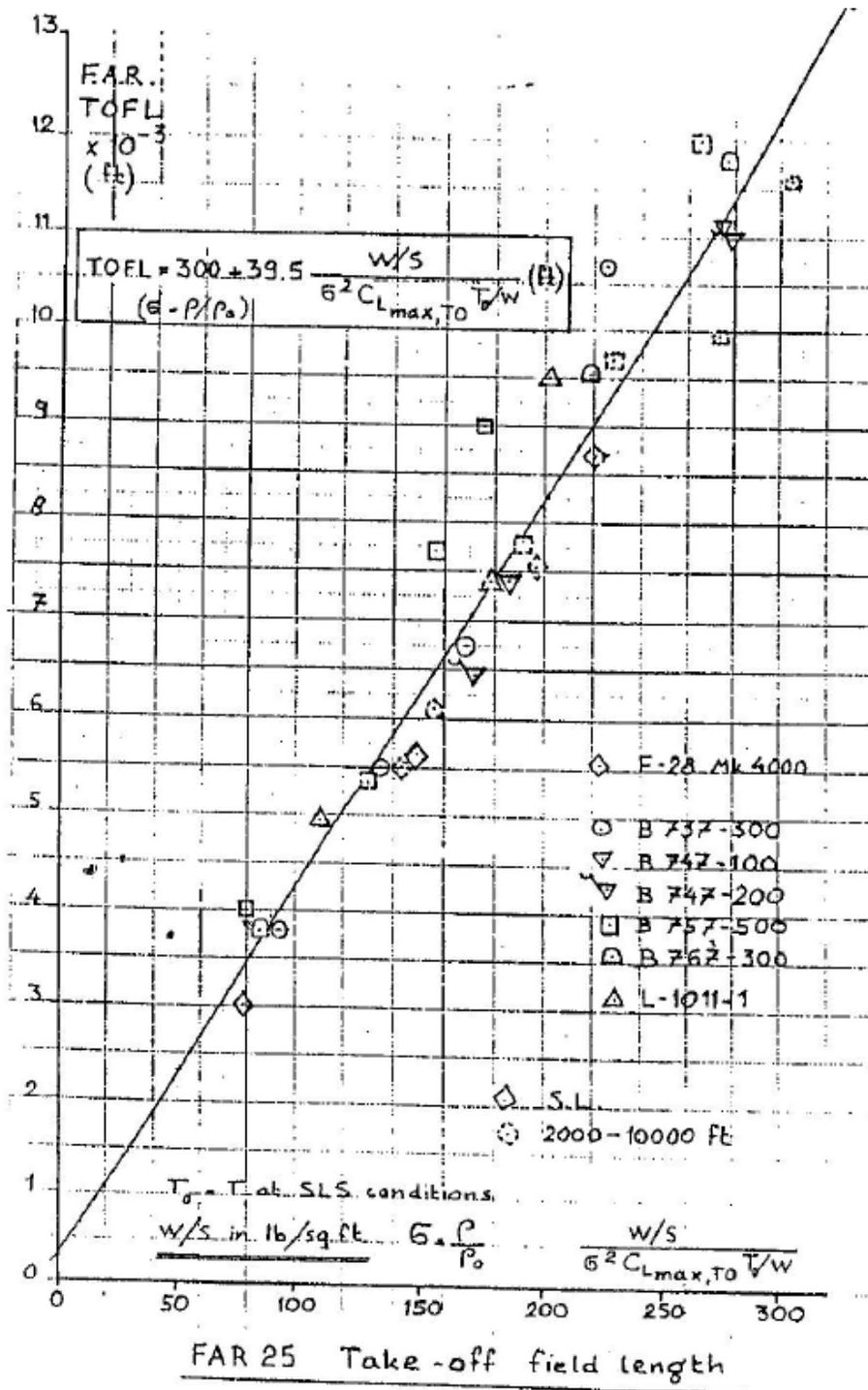
$V_{APP} = 1.3 V_S$
 $TAN \gamma_1 > 0.027$
 (1-ENGINE-OUT
 APPROACH FLAPS)

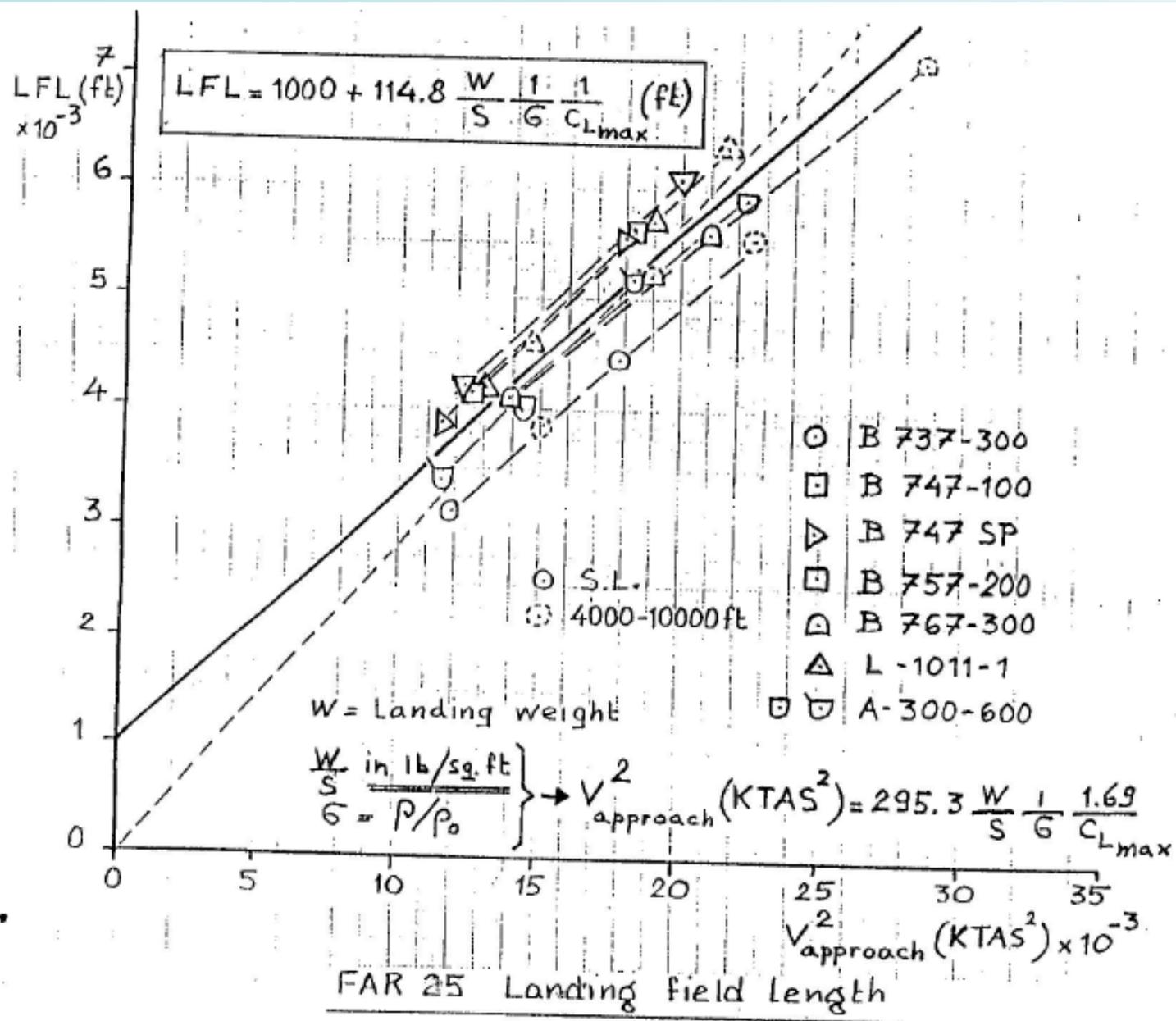
GO-AROUND

$TAN \gamma_2 > 0.032$
 (ALL-ENGINE
 LANDING FLAPS)



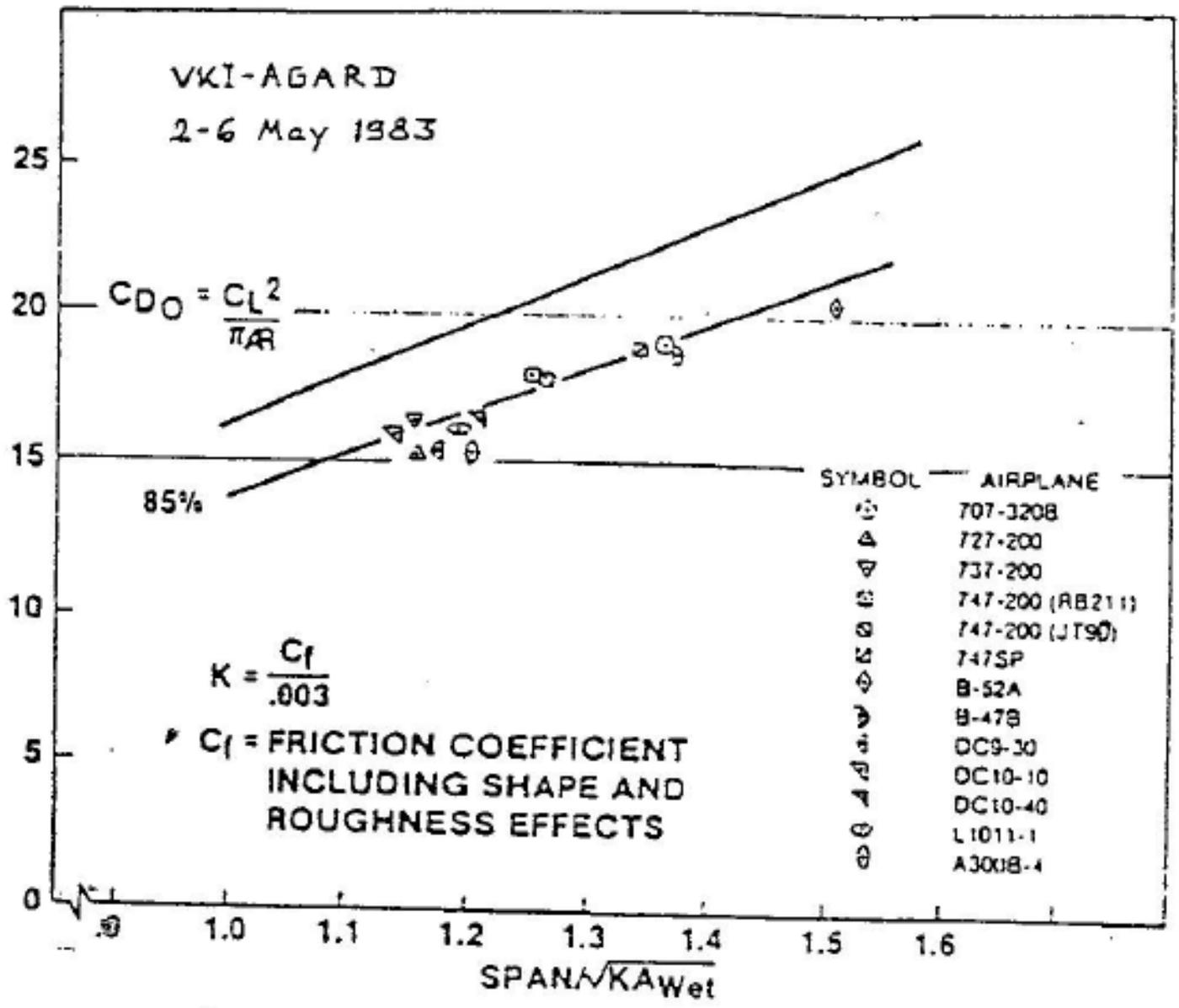
Landing Profile



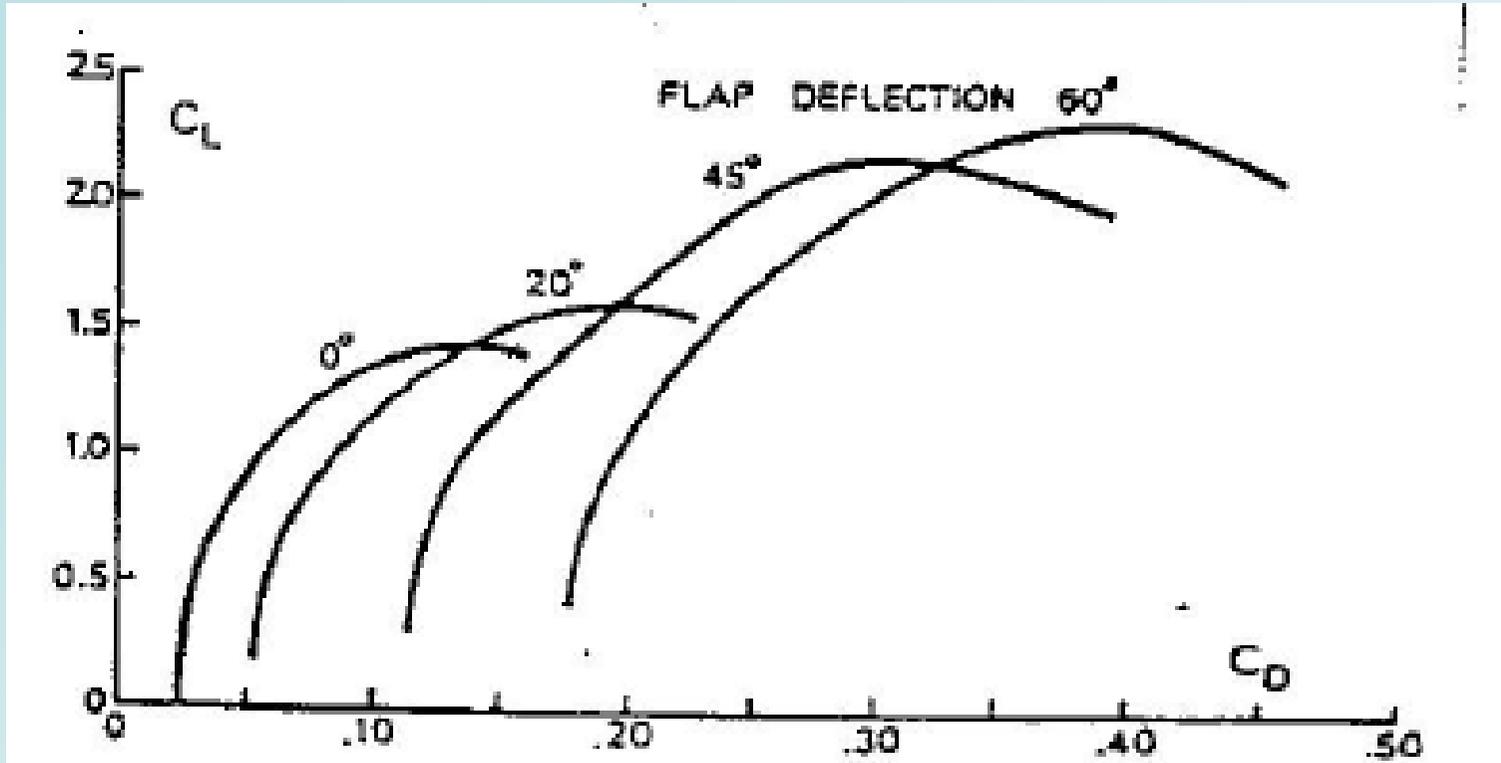


VKI-AGARD
2-6 May 1983

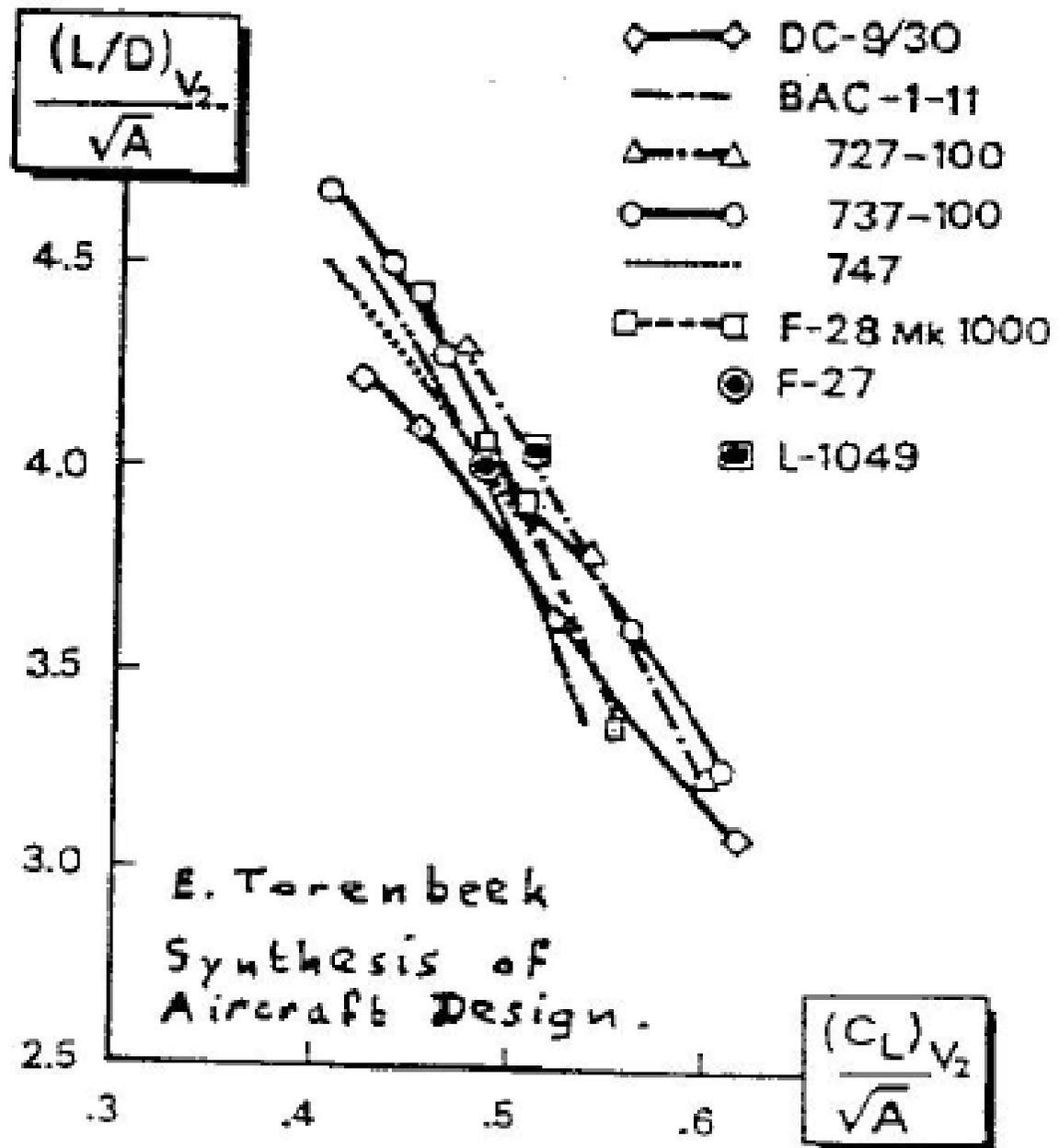
$(L/D)_{Max}$
AT $(M L/D)_{Max}$

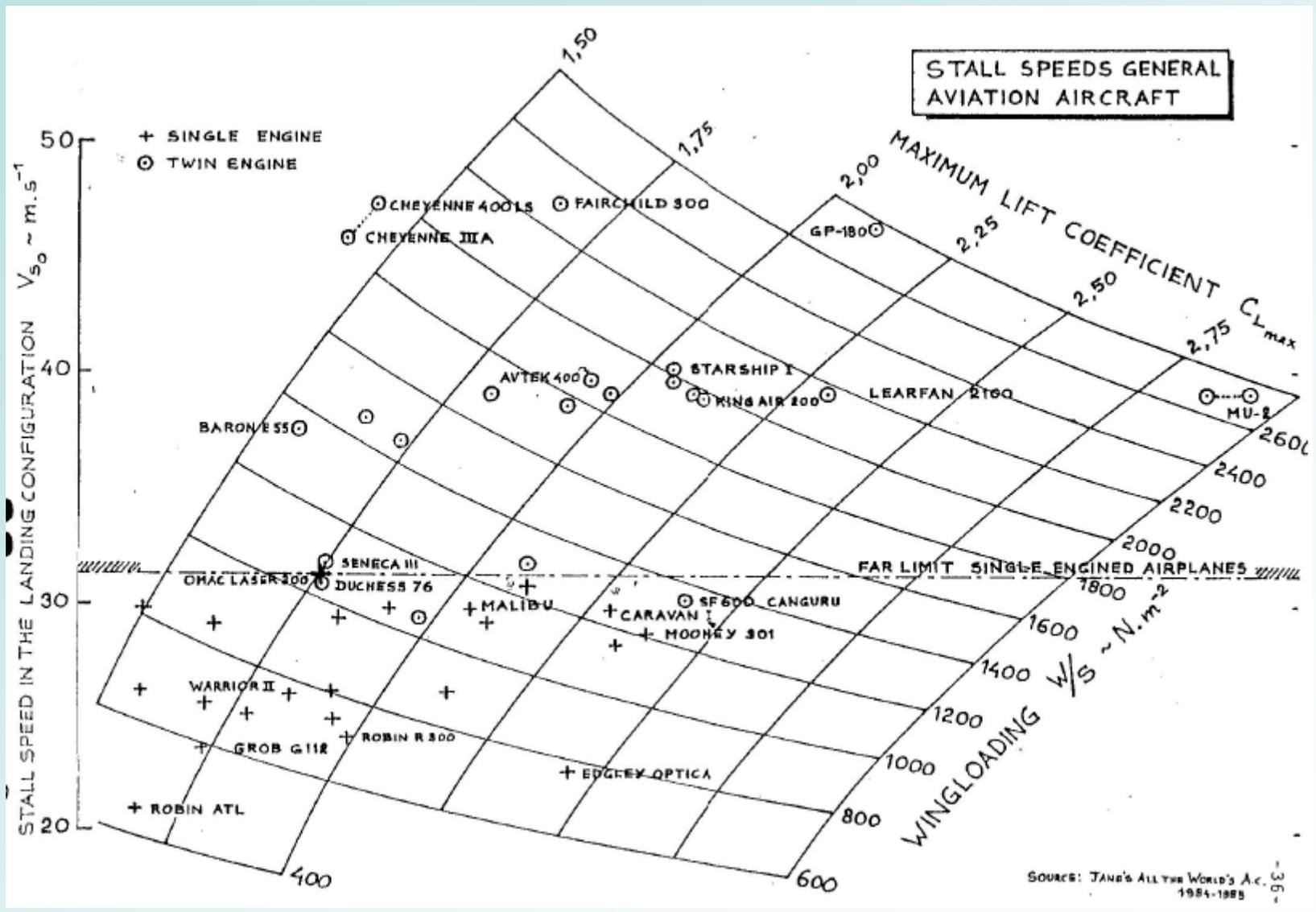


Aerodynamic Efficiency at $(M L/D)_{MAX}$



Low-speed polars for a transport aircraft

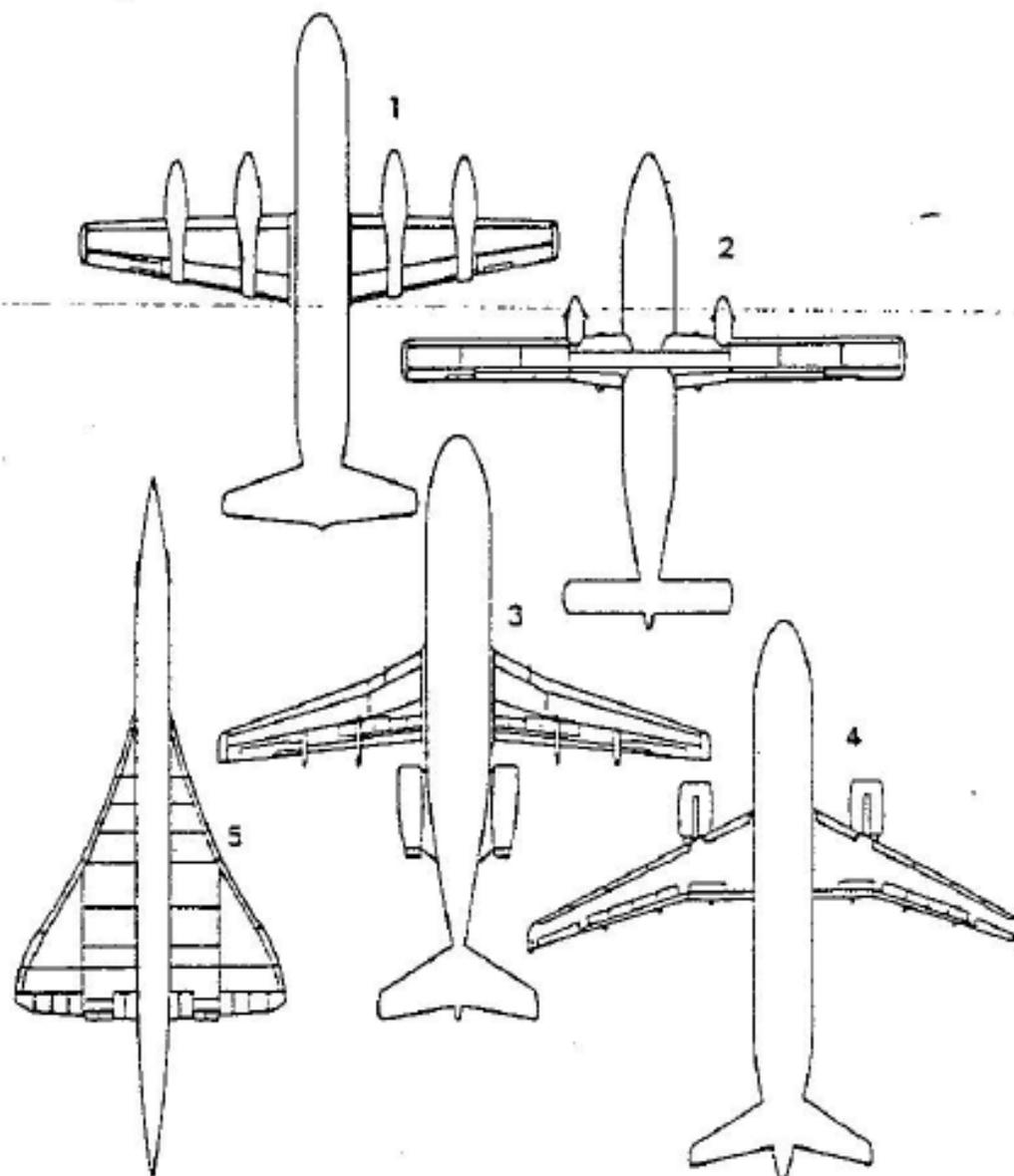




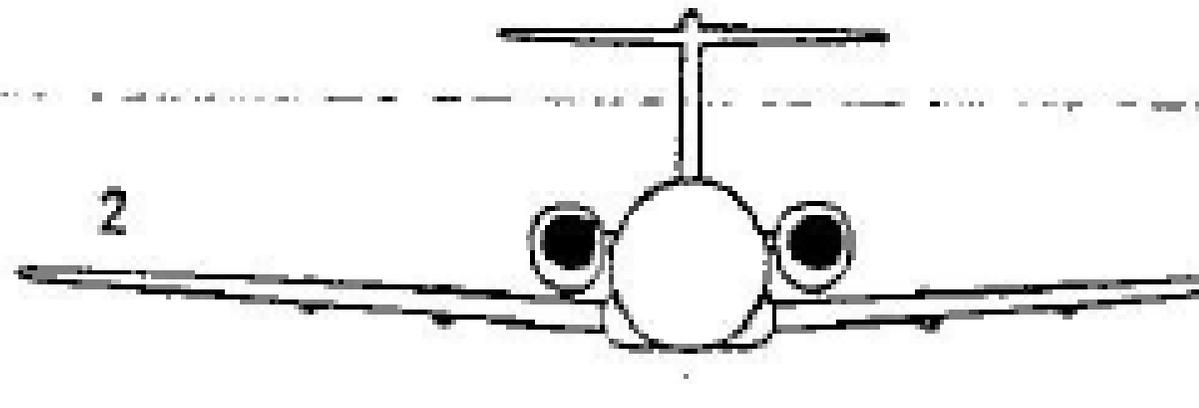
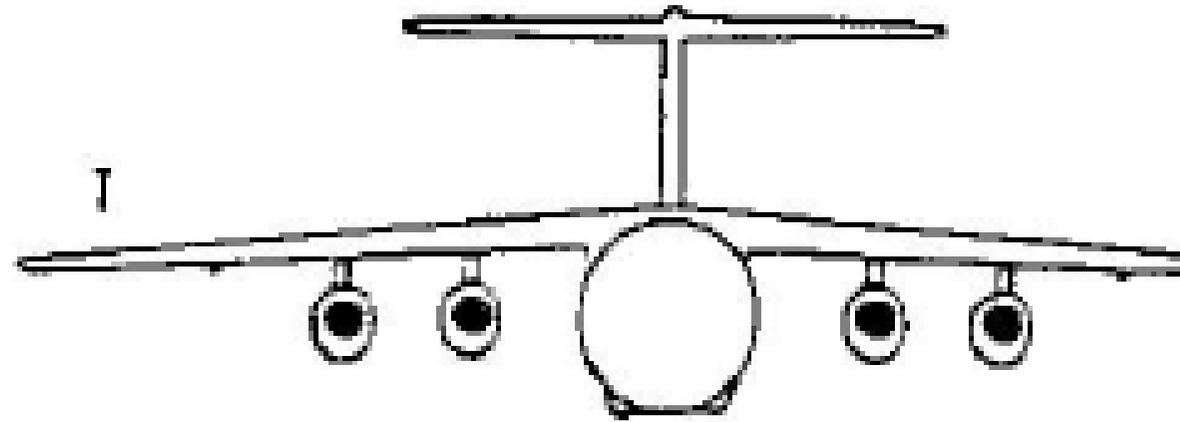
A sinistra: Mentre negli ultimi anni vi sono stati grandi sviluppi nell'aerodinamica e nelle strutture dei velivoli, le tecniche di produzione hanno invece segnato il passo. Questa immagine della linea finale di assemblaggio del De Havilland Dash 8 mostra quanto piccoli siano stati i cambiamenti da ormai diverse decine d'anni.

A destra: L'allungamento alare che il progettista sceglie, è basato, per ogni nuovo velivolo, su un gran numero di considerazioni. Questo schema mostra varie configurazioni di velivoli di diverso allungamento. Il Lockheed Electra (1) con un'ala linearmente rastremata e con motori turboelica aveva un allungamento di 7,5, confrontabile con quello del Fokker F28 Fellowship (3) di valore 8. In una categoria particolare, l'ala a delta del Concorde (5) ha un allungamento di circa 2. Uno dei più alti allungamenti è quello del Shorts 360 (2) pari a 12,4; l'ala dell'Airbus A320 (4) ha un allungamento di valore tipico ai nostri giorni e cioè 9,4.

Allungamenti alari a confronto



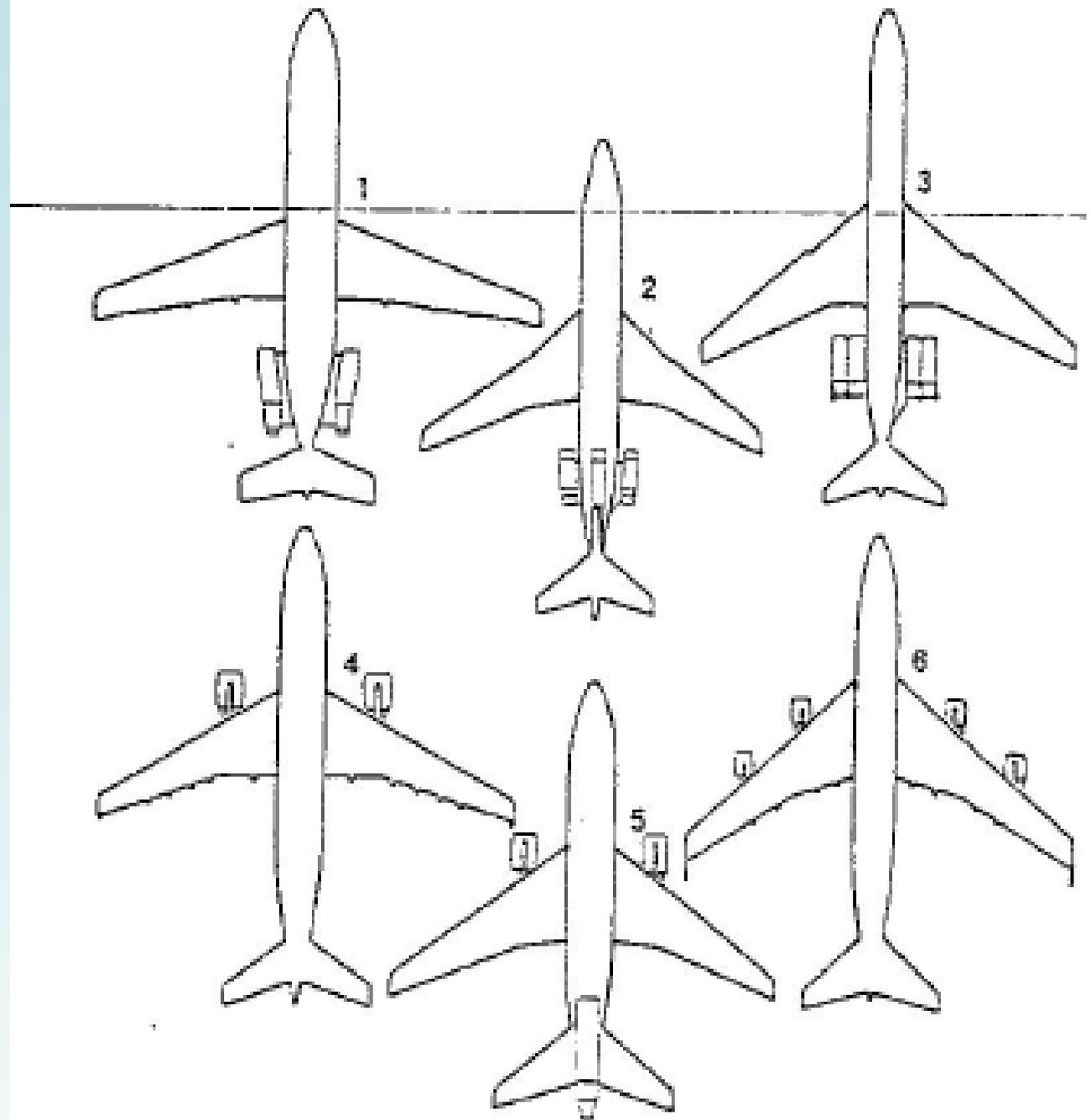
Posizione dell'ala

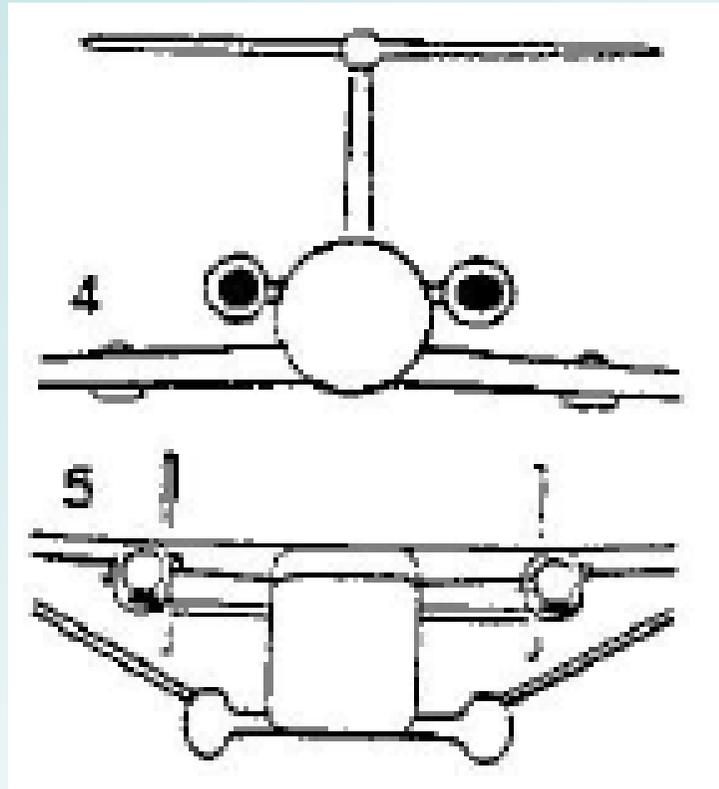
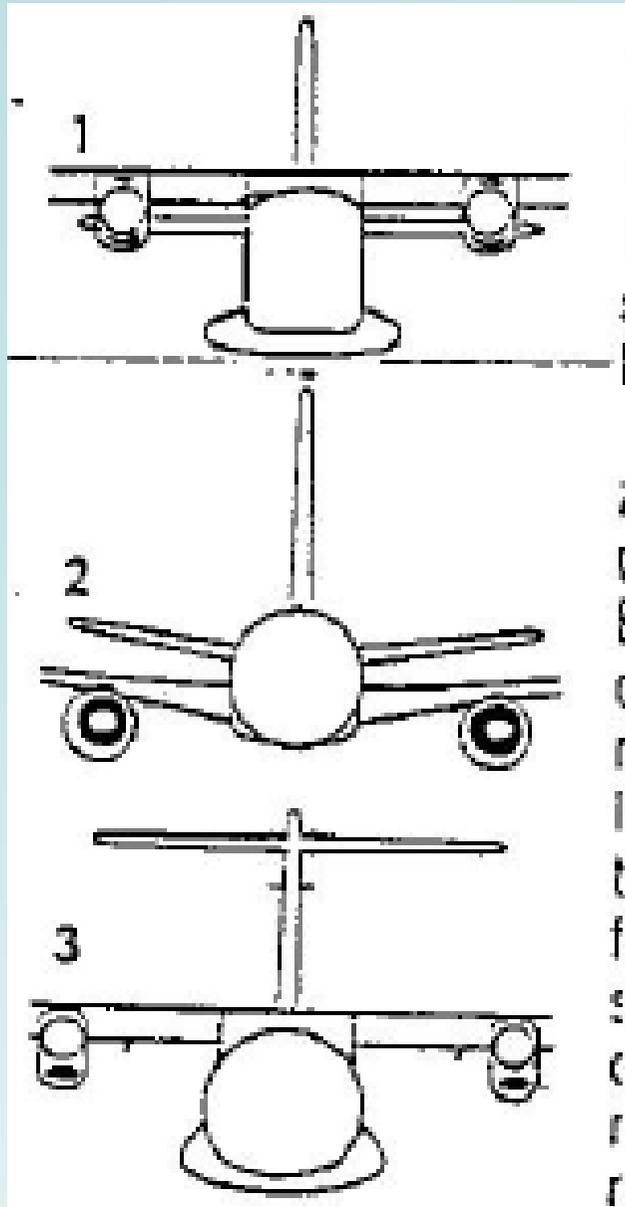


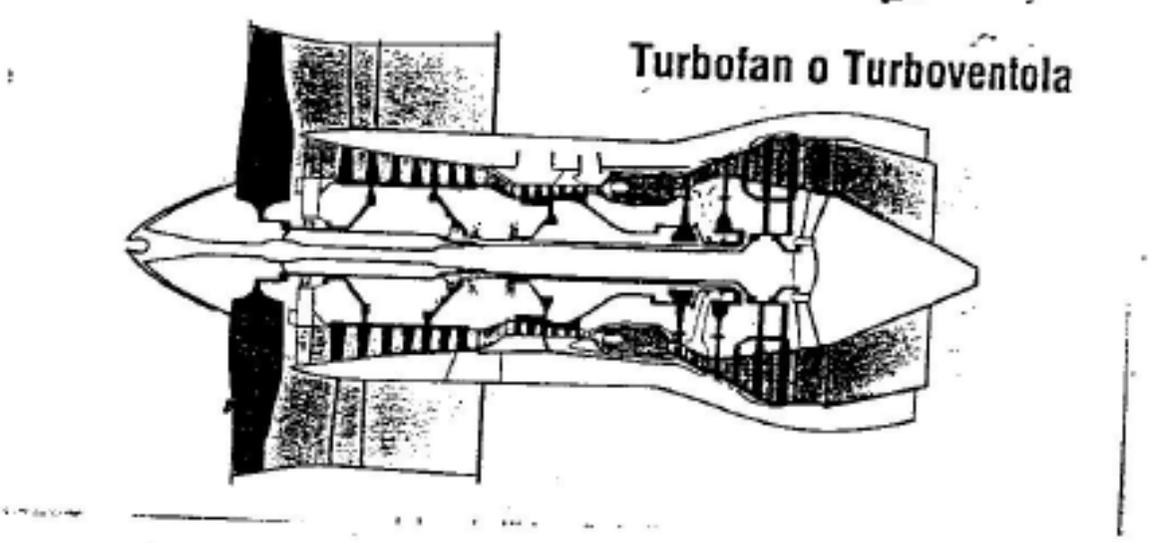
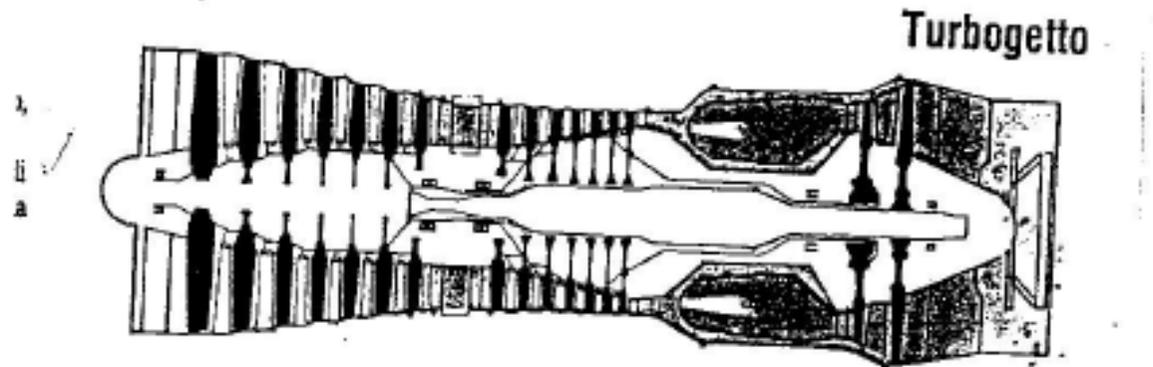
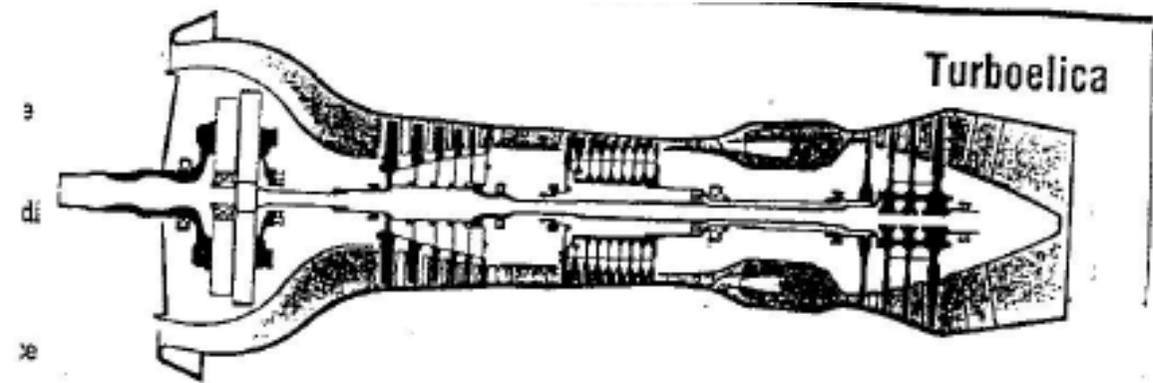
Posizionamento dei motori

Piani di

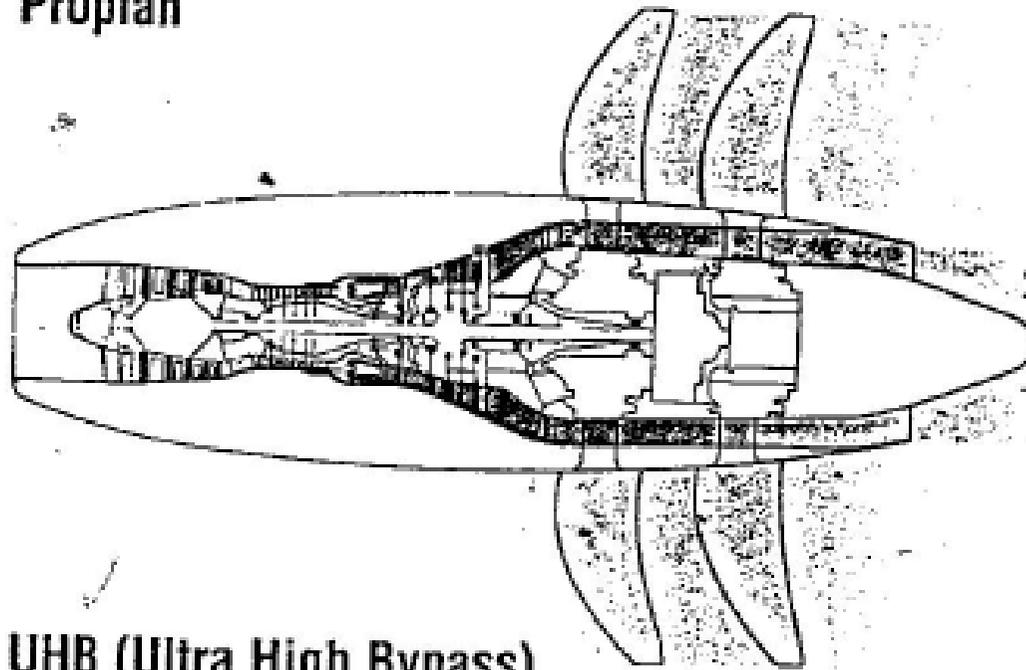
- 1 - BAC L11
- 2 - B727
- 3 - Ilyuschin
- 4 - A320
- 5 - MD11
- 6 - B747



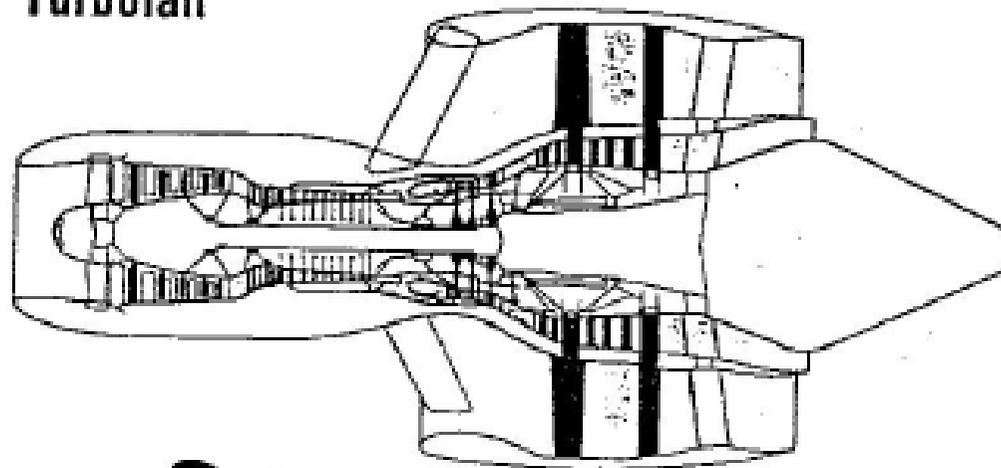




Propfan



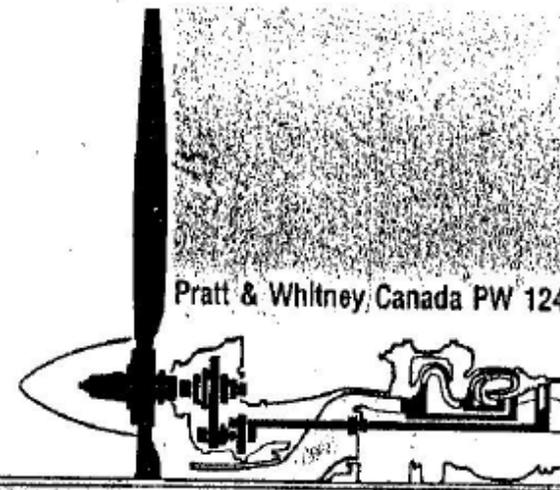
**UHB (Ultra High Bypass)
Turbofan**



Confronto tra le spinte dei motori

A destra: Le contrastanti configurazioni e dimensioni dei motori a turboelica, turbogetti e turbofan con tre diverse dimensioni di ventole per differenti rapporti di diluizione (BPR). Dall'alto: i 2272 ehp (equivalenti a 8620

libbre di spinta per l'ATP) del Pratt Whitney Canada PW124, turboelica da 70 a 100:1 BPR; il Rolls Royce/Snecma Olympus 593 con riscaldamento e zero BPR; il turbofan RollsRoyce RB211-524D4D con 4.4:1 BPR; il



Pratt & Whitney Canada PW 124

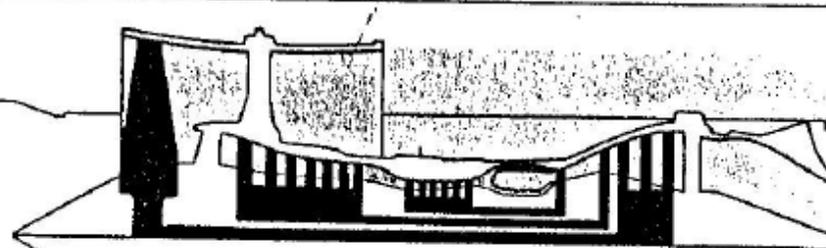
8.260 lb
3.910 kg



RollsRoyce Olympus

38.050 lb
17.255 kg

32

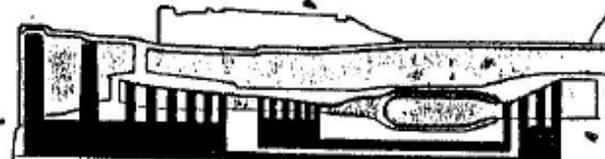


RollsRoyce RB211-524D4D

58.000 lb
26.305 kg

Sotto: La versione a spinta più bassa della famiglia di turbofans RollsRoyce RB211 è il 535E4 da 40100 libbre (18183 kg) che ha una ventola più piccola ed altre modifiche. Il 535E4 e il più vecchio 535C potenziano il velivolo Boeing 757-200.

P-30



Pratt & Whitney JT8D-219

21.900 lb
9.525 kg



Avco Lycoming Textron A1F 502R-7

17.500 lb
3.400 kg

C

STIMA DEI PESI

DETERMINAZIONE DEL PUNTO DI PROGETTO
(superficie alare e spinta/potenza massima necessaria)

DIMENSIONAMENTI

IPERSOSTENTATORI

MOTORI

FUSOLIERA

ALA

IMPENNAGGI

ALETONI

POLARI AERODINAMICHE

**PRESTAZIONI DI
DECOLLO E
ATTERAGGIO**

**PRESTAZIONI DI
VOLO**

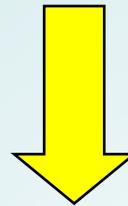
**STABILITA' E CONTROLLO
LONGITUDINALE E
LATERO-DIREZIONALE**

**CONTROLLO
LATERALE**

Passo n°2

STIMA PRELIMINARE DEI PESI

Passo n°3



RICERCA DEL PUNTO DI PROGETTO

PUNTO DI PROGETTO

INPUT

REQUISITI DI NORMATIVA

REQUISITI DI SPECIFICA

PROFILO DI MISSIONE

DETERMINAZIONE
PESI

CONDIZIONI PUNTO
DI PROGETTO

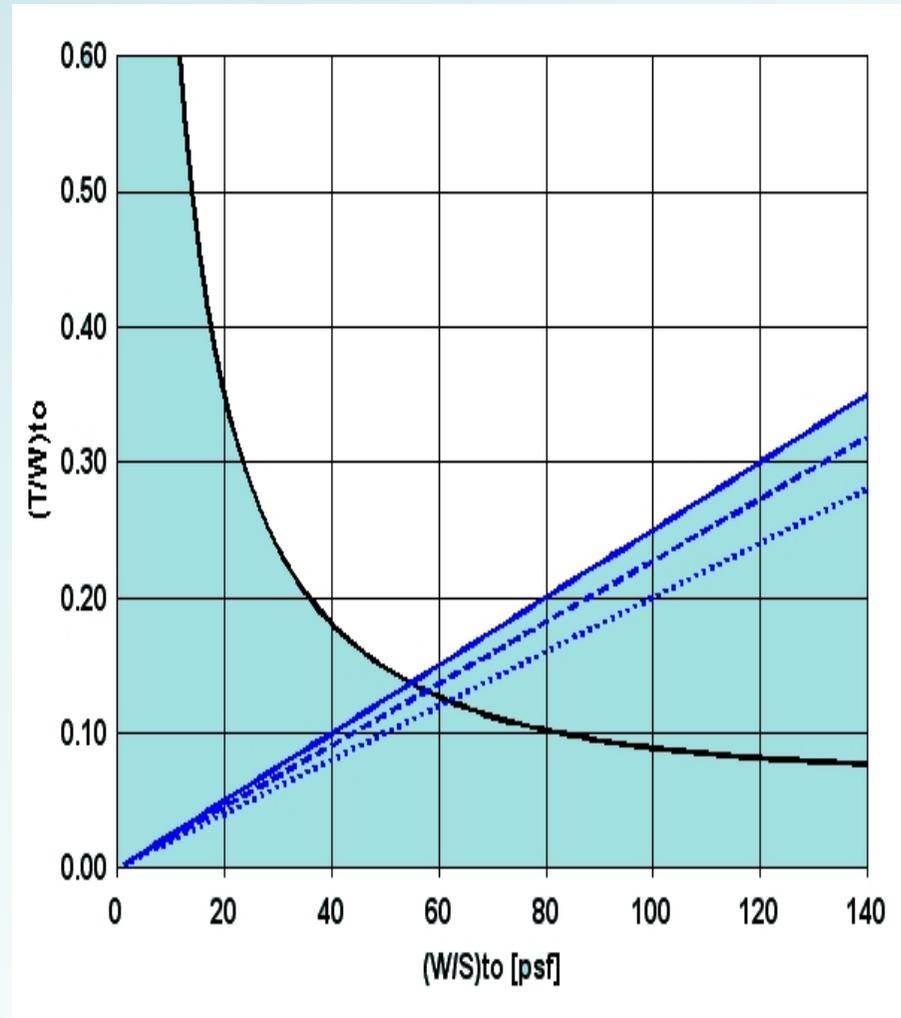
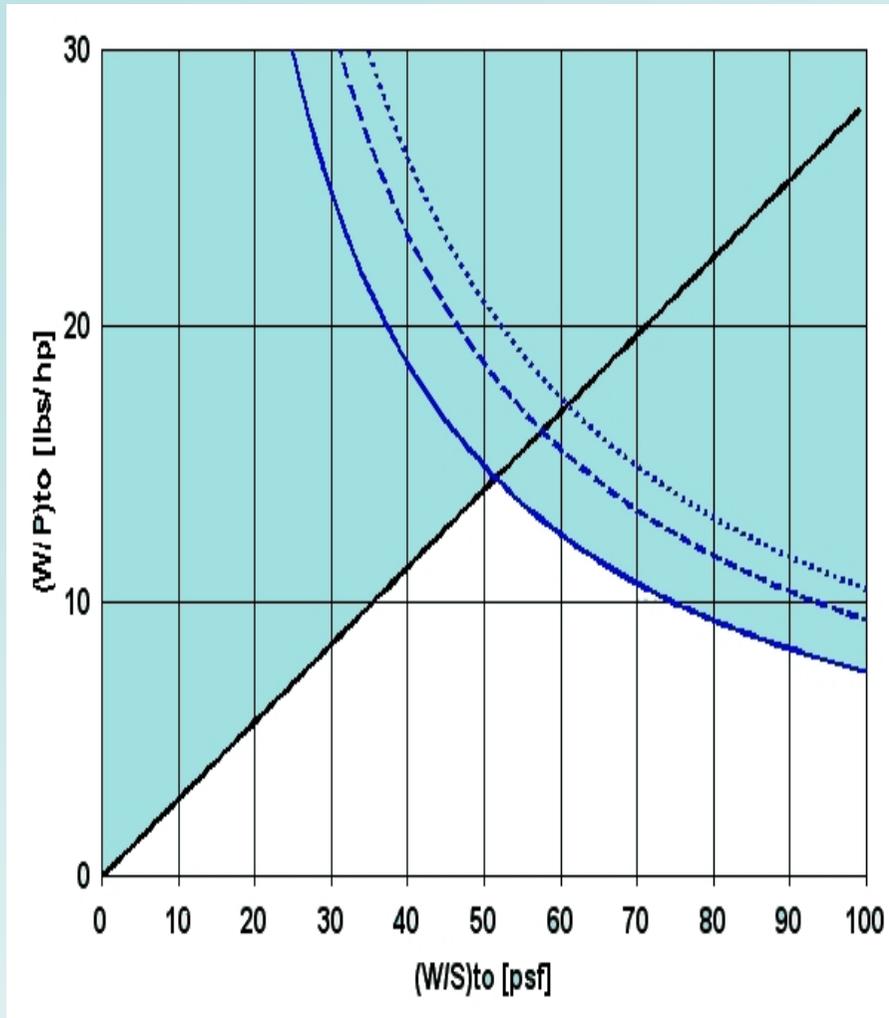
W_{T0}

OUTPUT

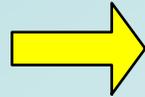
W/S W/P T/W
AR CL_{max}

S AR P_{T0}/T_{T0} CL_{max}

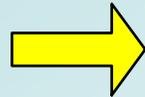
REQUISITO > CONDIZIONE > RESTRIZIONE



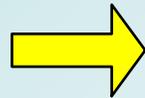
REQUISITI



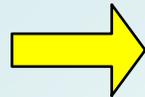
Velocità di stallo



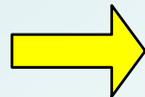
Lunghezza di decollo



Lunghezza di atterraggio



Prestazioni di salita

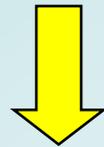


Velocità di crociera o massima

CONDIZIONI

ELICA

GETTO

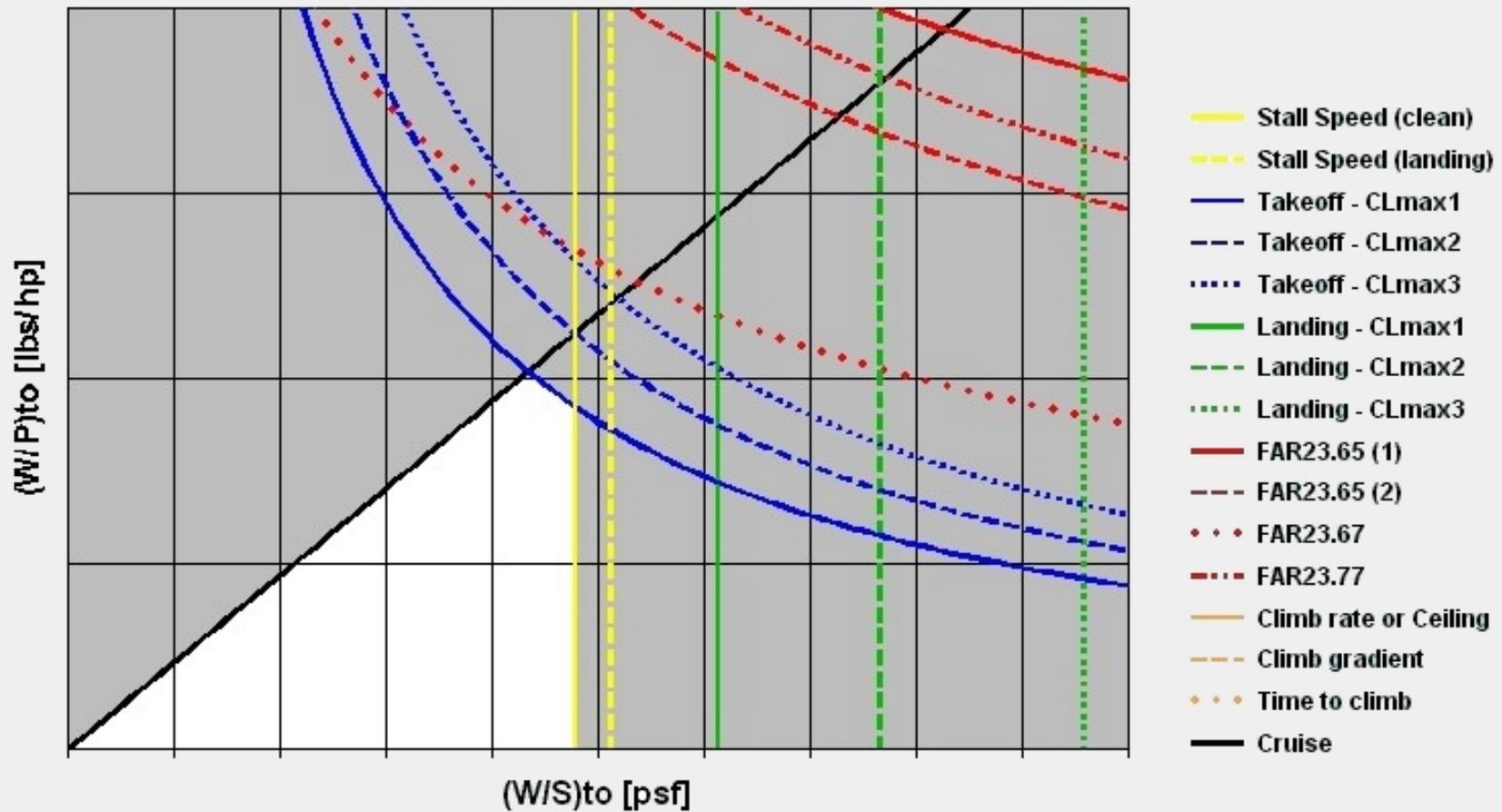


$$\left(\frac{W_{TO}}{P_{TO}} \right) = f \left(\frac{W_{TO}}{S_{wing}} \right)$$

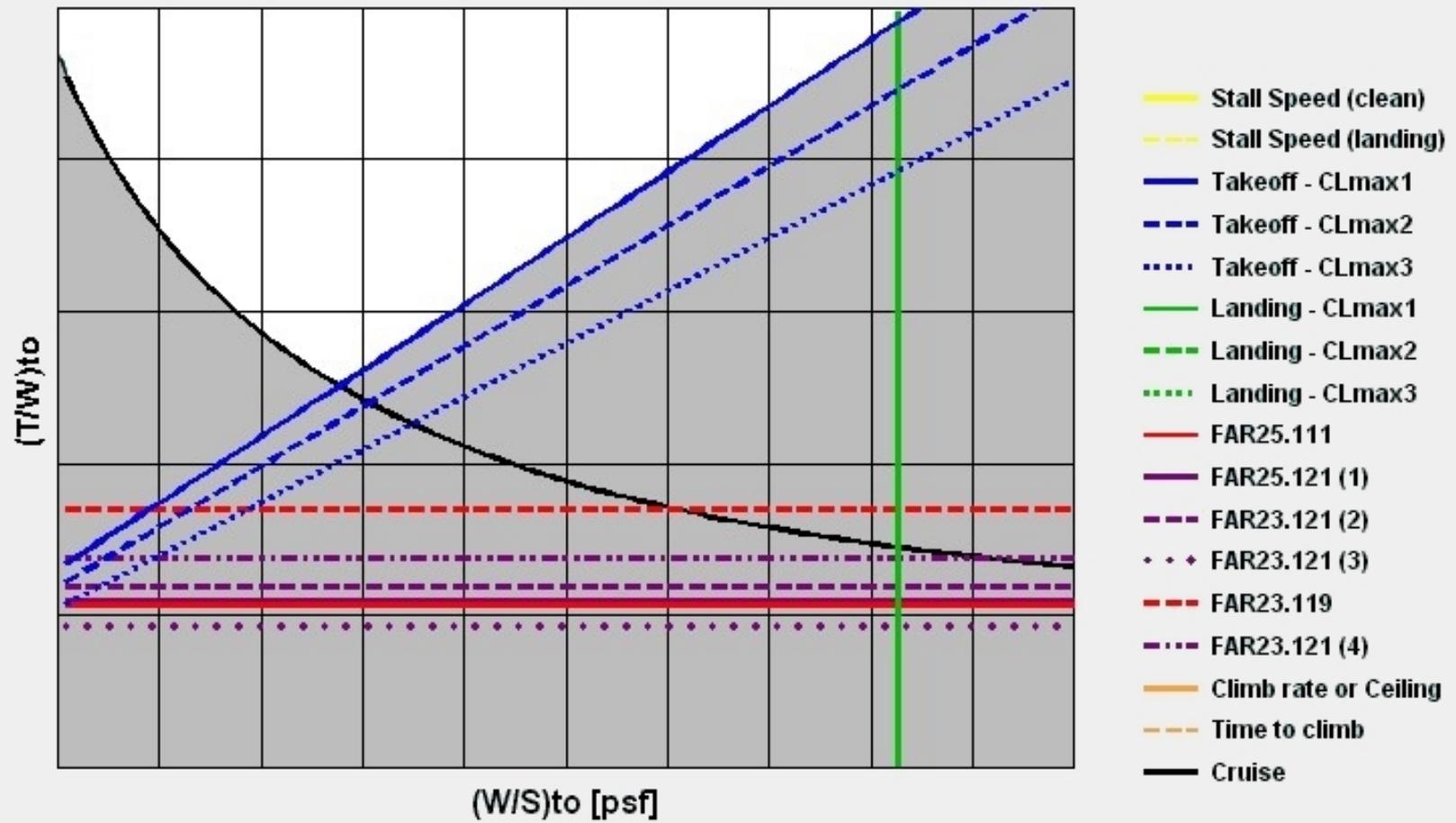


$$\left(\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \right) = f \left(\frac{W_{TO}}{S_{wing}} \right)$$

VELIVOLI AD ELICA



VELIVOLI A GETTO



STUDIO DEI REQUISITI E DELLE CONDIZIONI

VELOCITA' DI STALLO (per velivoli ad elica)

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \cdot \sqrt{\frac{1}{C_{Lmax}}}$$

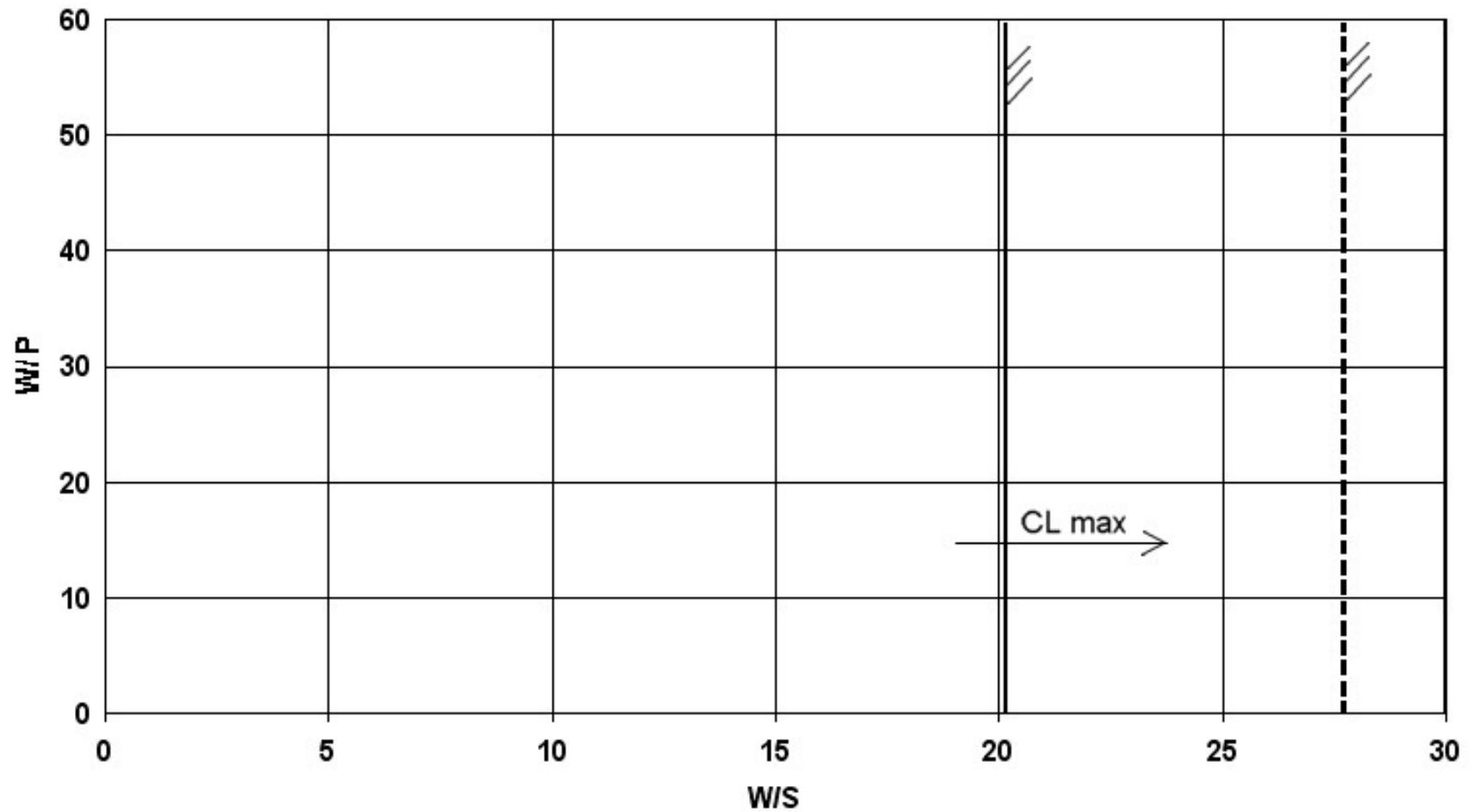
$$\left(\frac{W_{TO}}{S} \right) = V_{stall-L}^2 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot C_{Lmax-L}$$

Configurazione di
atterraggio

$$\left(\frac{W_{TO}}{S} \right) = V_{stall}^2 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot C_{Lmax}$$

Configurazione pulita

VELOCITA' DI STALLO (per velivoli ad elica)



DISTANZA DI DECOLLO

Ipotesi 1 – Spinta fornita dall'impianto propulsivo simmetrica rispetto al piano di mezzeria del velivolo

Ipotesi 2 – Spinta fornita dall'impianto propulsivo diretta parallelamente al suolo

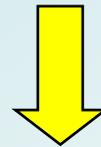


Equilibrio delle forze
nella direzione
orizzontale

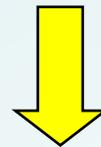
$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = T - D - \mu_r \cdot (W - L)$$

DISTANZA DI DECOLLO (alcuni passaggi)

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = T - D - \mu_r \cdot (W - L)$$



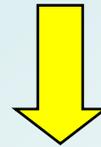
$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} \cdot [T - D - \mu_r \cdot (W - L)]$$



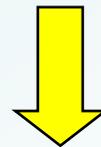
$$ds = \frac{ds}{dt} \cdot dt = V \cdot dt = V \cdot \frac{dt}{dV} \cdot dV = \frac{V \cdot dV}{dV / dt} = \frac{1}{2} \cdot \frac{d(V^2)}{dV / dt}$$

DISTANZA DI DECOLLO (alcuni passaggi)

$$ds = \frac{1}{2} \cdot \frac{d(V^2)}{\frac{g}{W} \cdot [T - D - \mu_r \cdot (W - L)]}$$



$$s_{ground} = \int_0^{V_{LOFF}} \frac{1}{2} \cdot \frac{d(V^2)}{\frac{g}{W} \cdot [T - D - \mu_r \cdot (W - L)]}$$



DISTANZA DI DECOLLO (alcuni passaggi)

$$\text{Hp.} \begin{cases} [T - D - \mu_r \cdot (W - L)] = \text{cost} = [T - D - \mu_r \cdot (W - L)]_{V=0.7V_{LOFF}} \\ T \gg D + \mu_r \cdot (W - L) \end{cases}$$

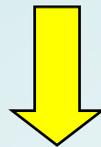


$$S_{ground} = \frac{\left(\frac{V_{LOFF}}{V_{STO}} \right)^2 \cdot \left(\frac{W}{S} \right)}{g \cdot \rho \cdot C_{LmaxTO} \cdot \left[\frac{T}{W} \right]_{V=0.7V_{LOFF}}}$$

DISTANZA DI DECOLLO

Equilibrio delle forze
nella direzione
orizzontale

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = T - D - \mu_r \cdot (W - L)$$

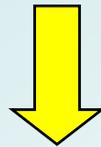


$$S_{ground} = \frac{\left(\frac{V_{LOFF}}{V_{STO}} \right)^2 \cdot \left(\frac{W}{S} \right)}{g \cdot \rho \cdot C_{LmaxTO} \cdot \left[\frac{T}{W} \right]_{V=0.7V_{LOFF}}}$$

DISTANZA DI DECOLLO

Equilibrio delle forze
nella direzione
orizzontale

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = T - D - \mu_r \cdot (W - L)$$



$k = \frac{V_{LOFF}}{V_{STO}}$ tipico 1.1 o 1.2

$$k^2 \cdot \left(\frac{W}{S} \right)$$

$$S_{ground} = \frac{k^2 \cdot \left(\frac{W}{S} \right)}{g \cdot \rho \cdot C_{LmaxTO} \cdot \left[\frac{T}{W} \right]_{V=0.7V_{LOFF}}}$$

DISTANZA DI DECOLLO

$$S_{ground} = \frac{k^2 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)}{g \cdot \rho \cdot C_{LmaxTO} \cdot \left[\frac{T}{W}\right]_{V=0.7V_{LOFF}}}$$

$$S_{ground} \propto \frac{\left(\frac{W}{S}\right)}{\rho \cdot C_{LmaxTO} \cdot \left[\frac{T}{W}\right]}$$

DISTANZA DI DECOLLO – FAR25

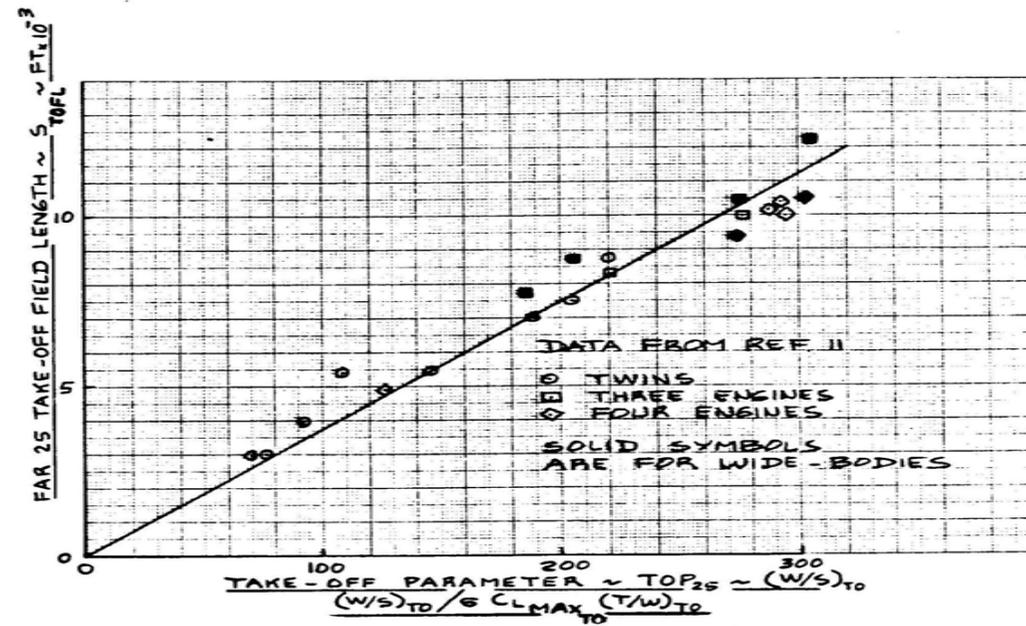
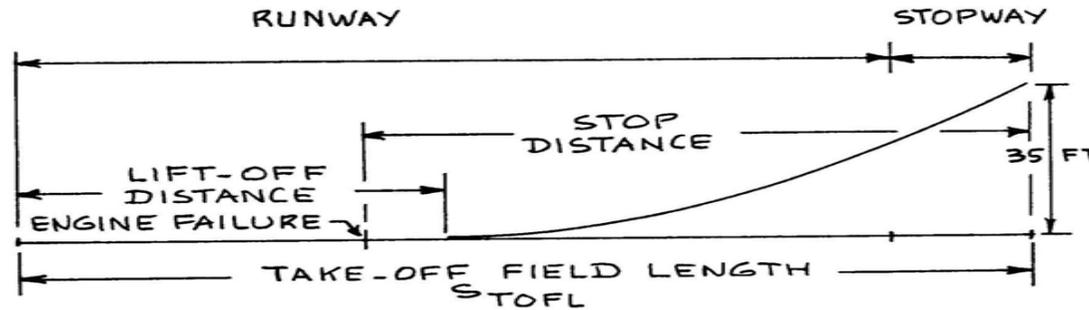
$$S_{ground} = \frac{\left(\frac{V_{LOFF}}{V_{STO}}\right)^2 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)}{g \cdot \rho \cdot C_{LmaxTO} \cdot \left[\frac{T}{W}\right]_{V=0.7V_{LOFF}}}$$

Meccanica del Volo

Parametro statistico

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma \cdot C_{Lmax-TO} \cdot \left(\frac{T}{W}\right)_{TO}}$$

DISTANZA DI DECOLLO – FAR25



DISTANZA DI DECOLLO – FAR25

Relazione statistica

$$ft \rightarrow S_{TO} \text{ Field Length} = 37.5 \cdot TOP_{25} \leftarrow \frac{lb}{ft^2}$$

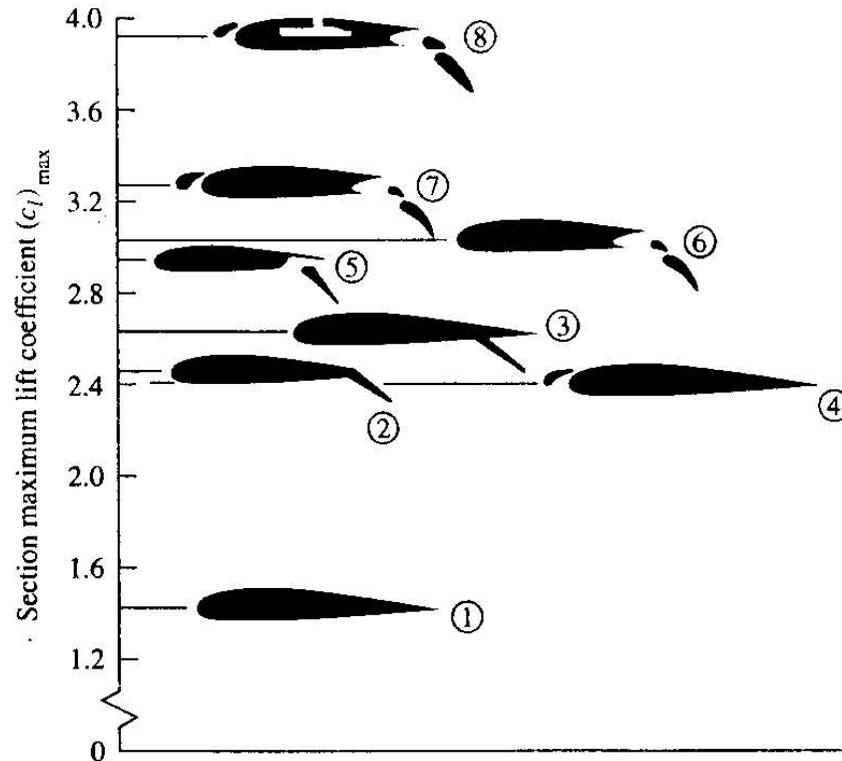


Si assegna



$$\left(\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \right) = f \left(\frac{W_{TO}}{S_{wing}} \right)$$

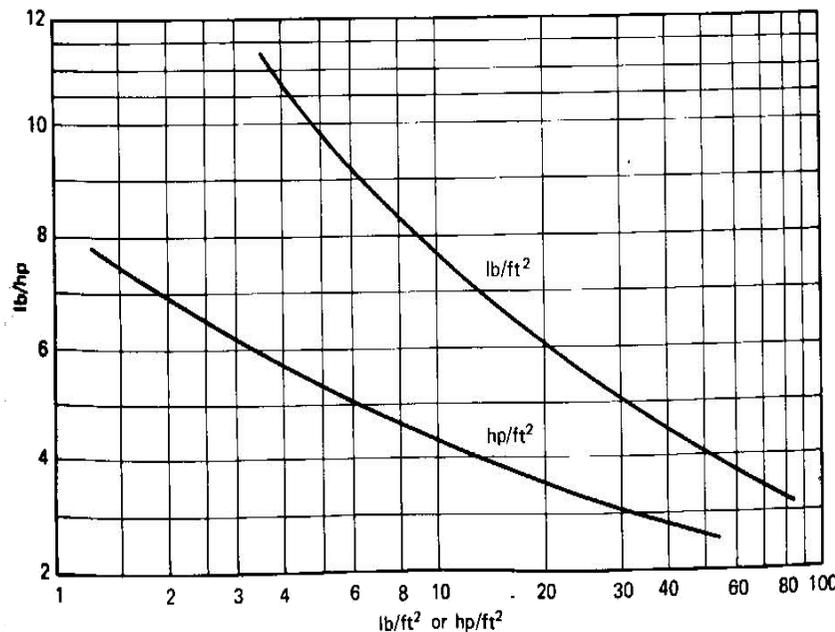
DISTANZA DI DECOLLO – FAR25

**Figure 5.28**

Typical values of airfoil maximum lift coefficient for various types of high-lift devices: (1) airfoil only, (2) plain flap, (3) split flap, (4) leading-edge slat, (5) single-slotted flap, (6) double-slotted flap, (7) double-slotted flap in combination with a leading-edge slat, (8) addition of boundary-layer suction at the top of the airfoil. (From Loftin, Ref. 13.)

DISTANZA DI DECOLLO – FAR25

$$TOP_{25} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{\sigma \cdot C_{L \max - TO} \cdot \left(\frac{T}{W}\right)}$$



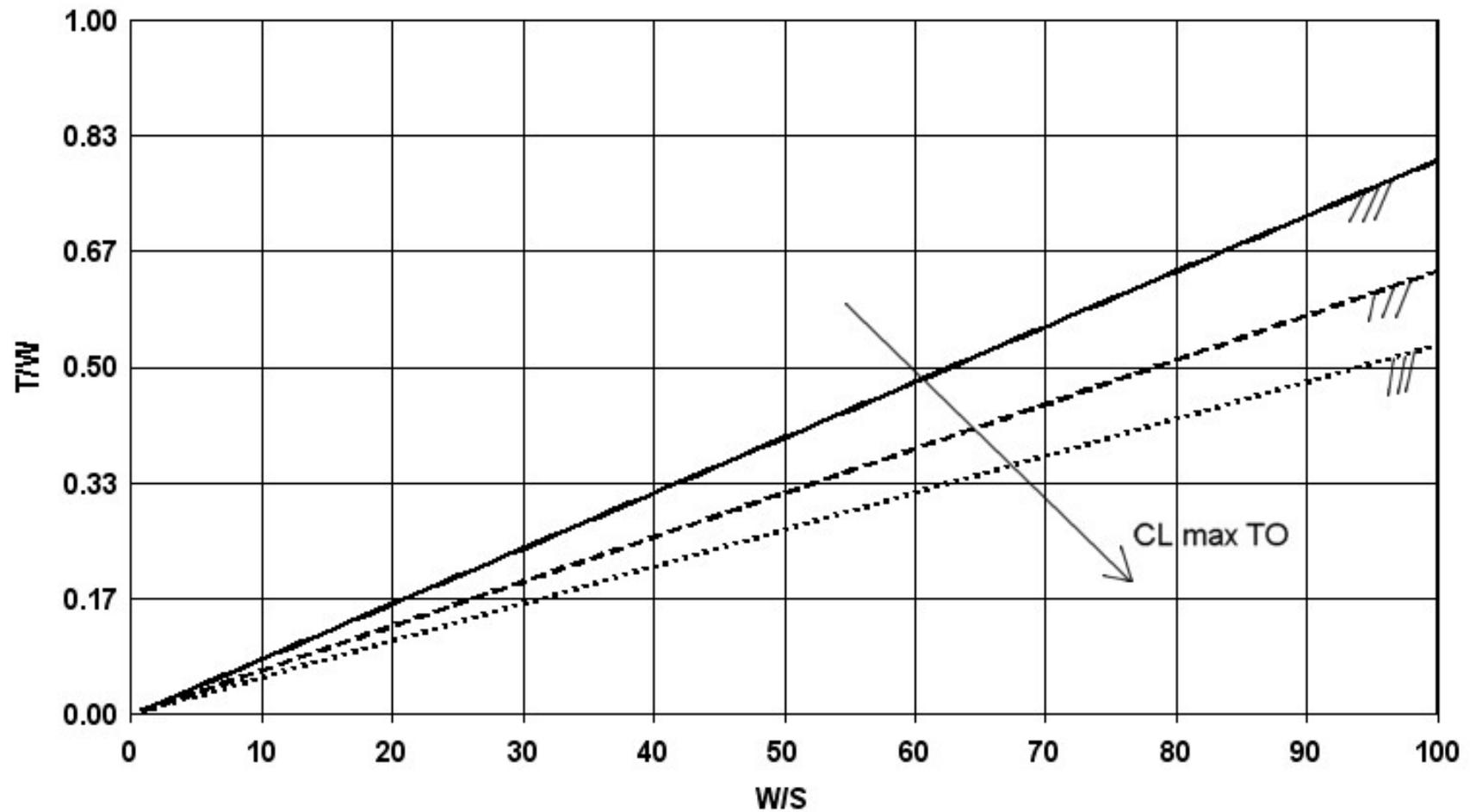
Nel caso di un velivolo ad elica con base di certificazione FAR25 (es. ATR42) è necessario far comparire la potenza al posto della spinta. Si usa

$$T_{TO} = 2.8 \cdot P_{TO}$$

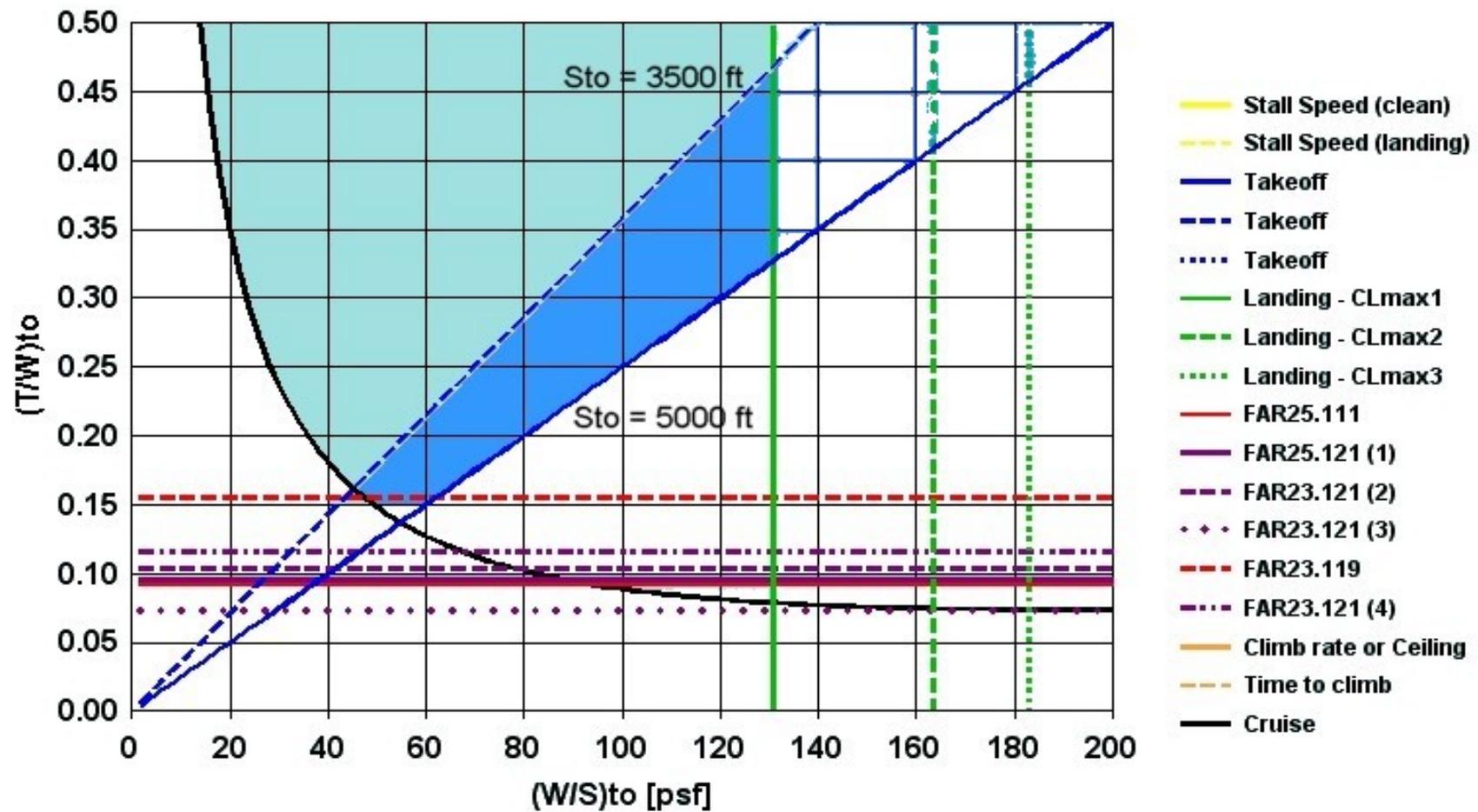
lb → T_{TO} ← hp

$$\left(\frac{W_{TO}}{P_{TO}}\right) = f\left(\frac{W_{TO}}{S_{wing}}\right)$$

DISTANZA DI DECOLLO – FAR25



DISTANZA DI DECOLLO – FAR25



DISTANZA DI DECOLLO – FAR23

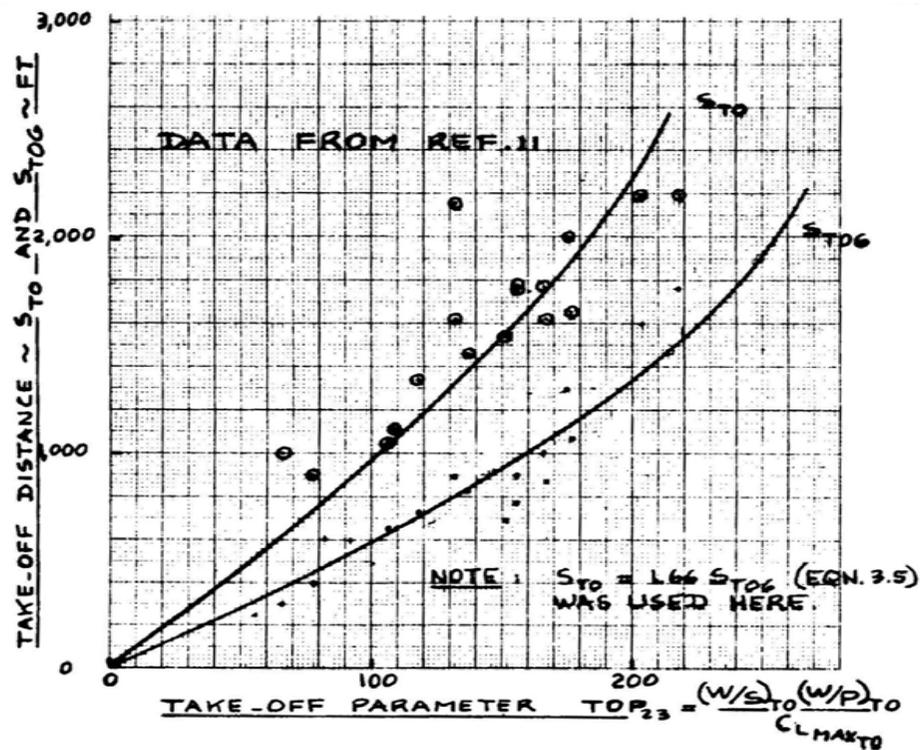
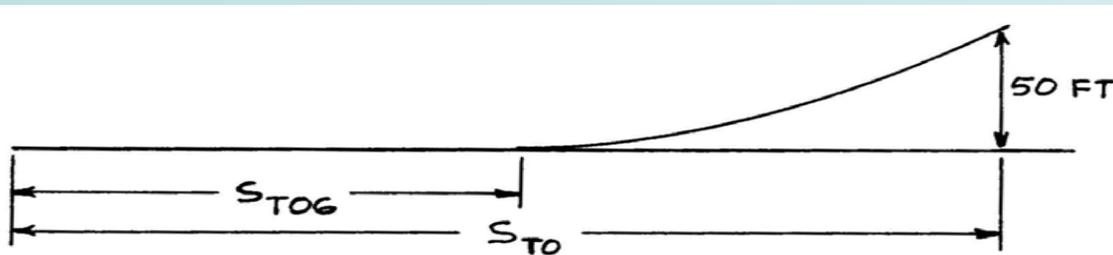
$$S_{ground} = \frac{\left(\frac{V_{LOFF}}{V_{STO}}\right)^2 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)}{g \cdot \rho \cdot C_{LmaxTO} \cdot \left[\frac{T}{W}\right]_{V=0.7V_{LOFF}}}$$

Meccanica del Volo

Parametro statistico

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma \cdot C_{Lmax - TO}}$$

DISTANZA DI DECOLLO – FAR23



$$S_{TO} = 1.66 \cdot S_{TOGround}$$

DISTANZA DI DECOLLO – FAR23

Relazione statistica

$$S_{TO \text{ Ground}} = 4.9 \cdot TOP_{23} + 0.009 \cdot TOP_{23}^2$$

$$S_{TO} = 1.66 \cdot S_{TO \text{ Ground}}$$

$\frac{lb^2}{ft^2 \cdot hp}$

**Si assegna $S_{TO \text{ Ground}}$
oppure S_{TO}**

$$\left(\frac{W_{TO}}{P_{TO}} \right) = f \left(\frac{W_{TO}}{S_{wing}} \right)$$

DISTANZA DI DECOLLO – FAR23

$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \cdot \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma \cdot C_{L \max - TO}}$$

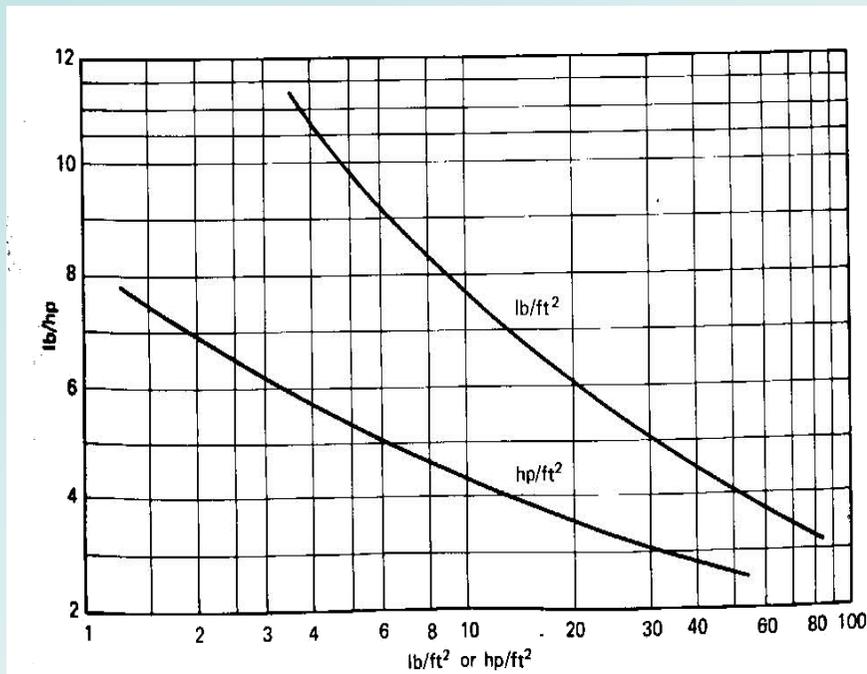
Nel caso di un velivolo a getto con base di certificazione FAR23 è necessario far comparire la potenza al posto della spinta. In questo caso si usa

$$T_{TO} = 2.8 \cdot P_{TO}$$

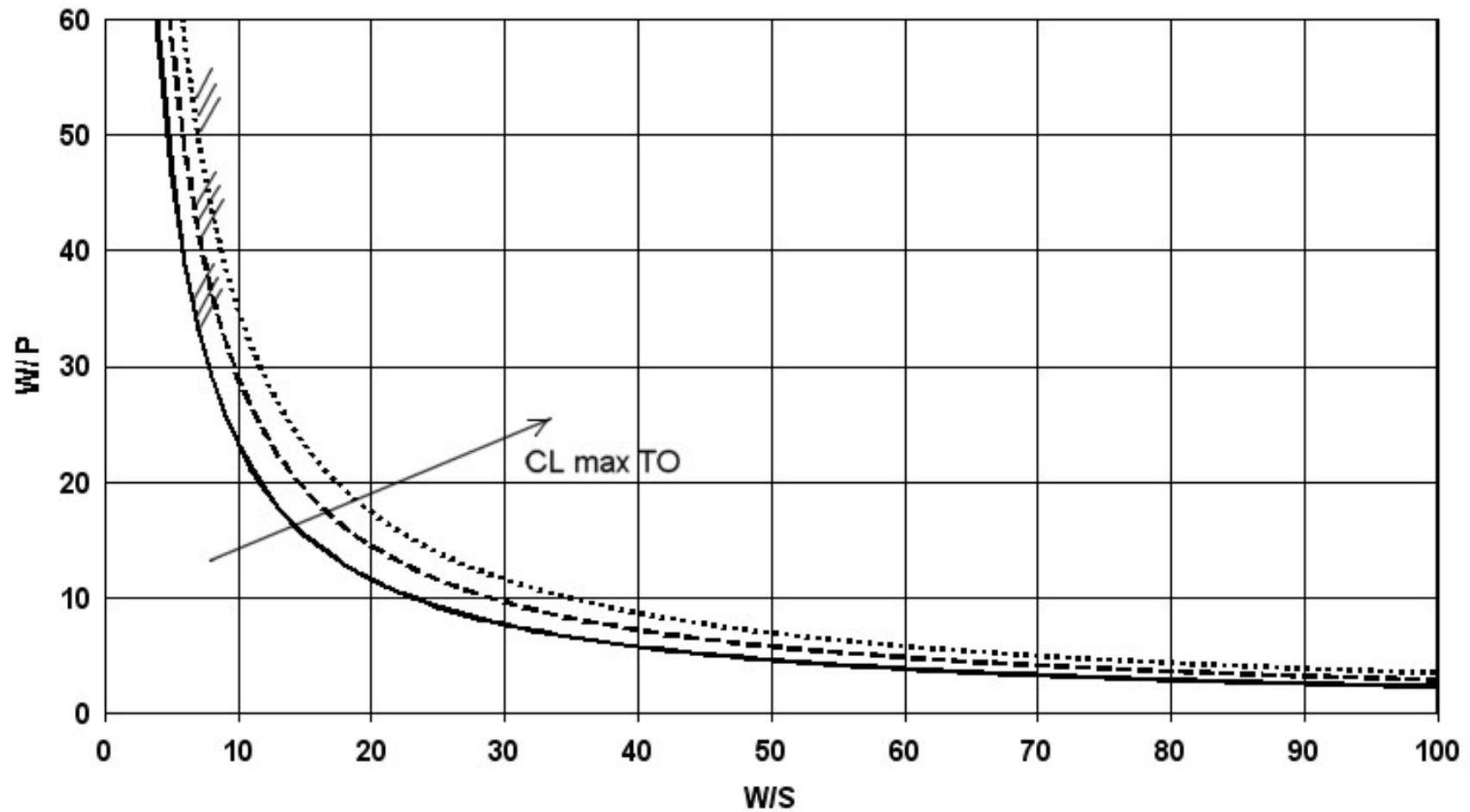
lb hp

↓

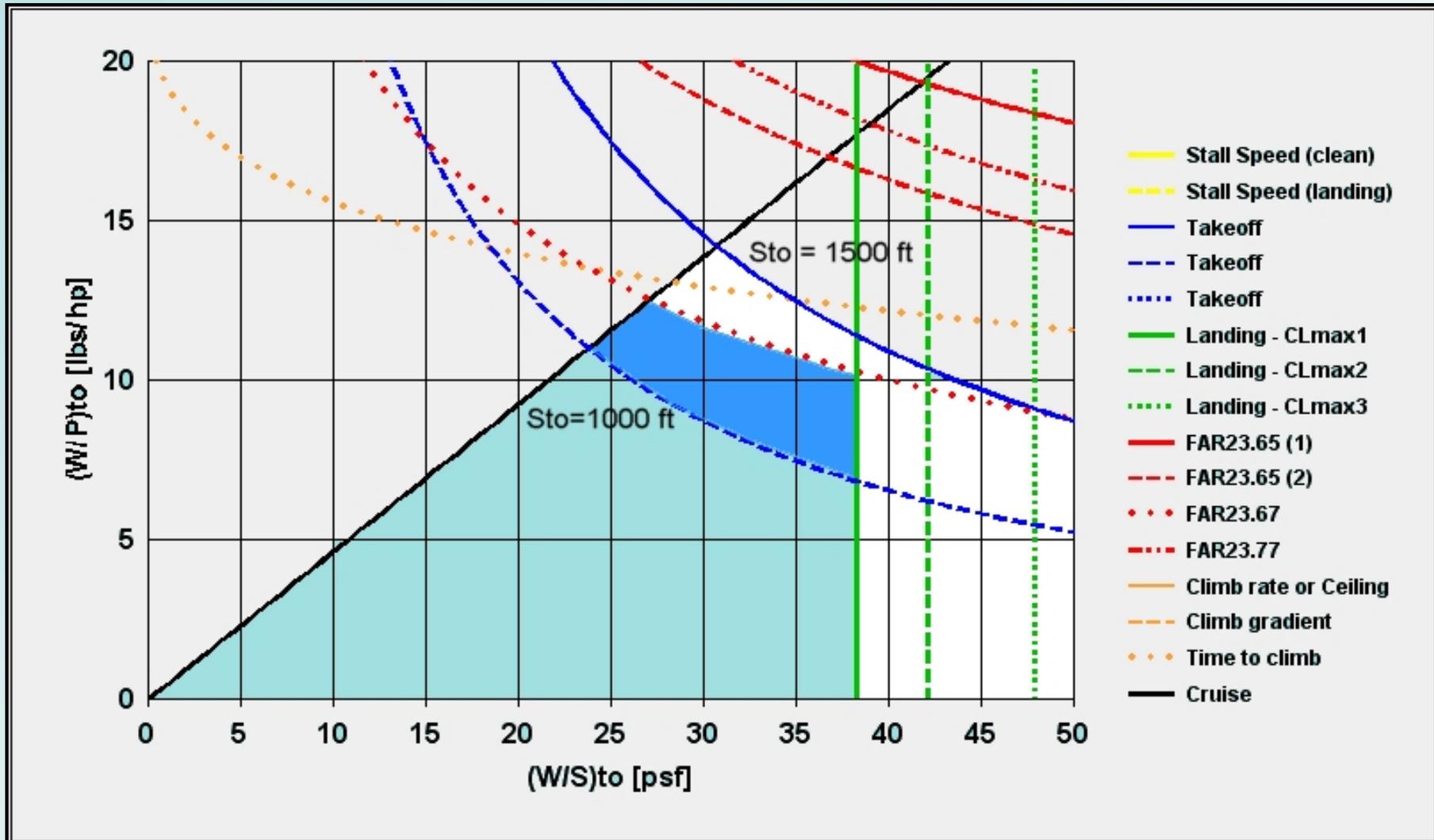
$$\left(\frac{T_{TO}}{W_{TO}}\right) = f\left(\frac{W_{TO}}{S_{wing}}\right)$$



DISTANZA DI DECOLLO – FAR23



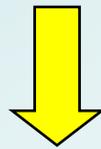
DISTANZA DI DECOLLO – FAR23



DISTANZA DI ATTERRAGGIO

Equilibrio delle forze
nella direzione
orizzontale

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = -T_{reverse} - D - \mu_r \cdot (W - L)$$



$$S_{ground} = \frac{W \cdot k_{TD}^2 \cdot V_{SL}^2}{2 \cdot g} \cdot \left[\frac{1}{T_{reverse} + D + \mu_r \cdot (W - L)} \right]_{V=0.7V_{TD}}$$

DISTANZA DI ATTERRAGGIO

$$S_{ground} = \frac{W \cdot k_{TD}^2 \cdot V_{SL}^2}{2 \cdot g} \cdot \left[\frac{1}{T_{reverse} + D + \mu_r \cdot (W - L)} \right]_{V=0.7V_{TD}}$$



$$S_{ground} \propto V_{SL}^2$$

DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR25

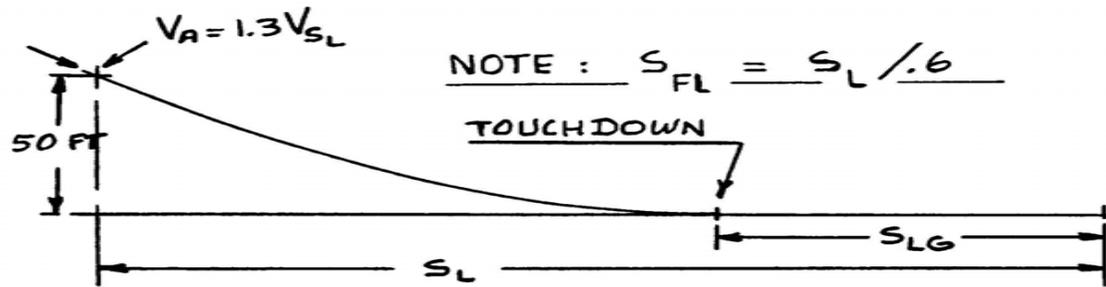
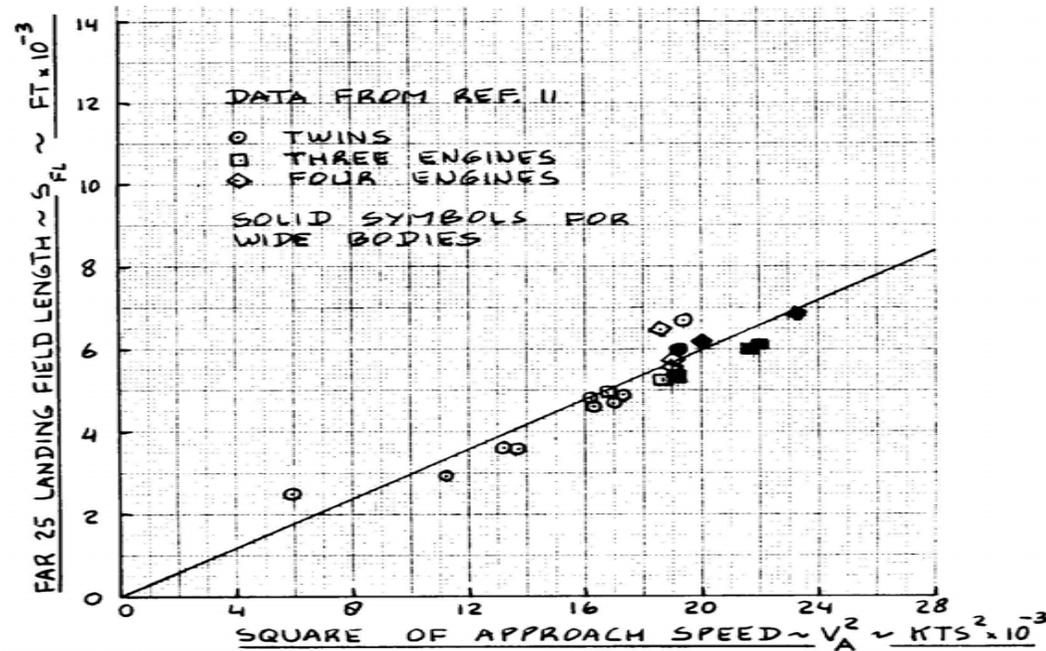
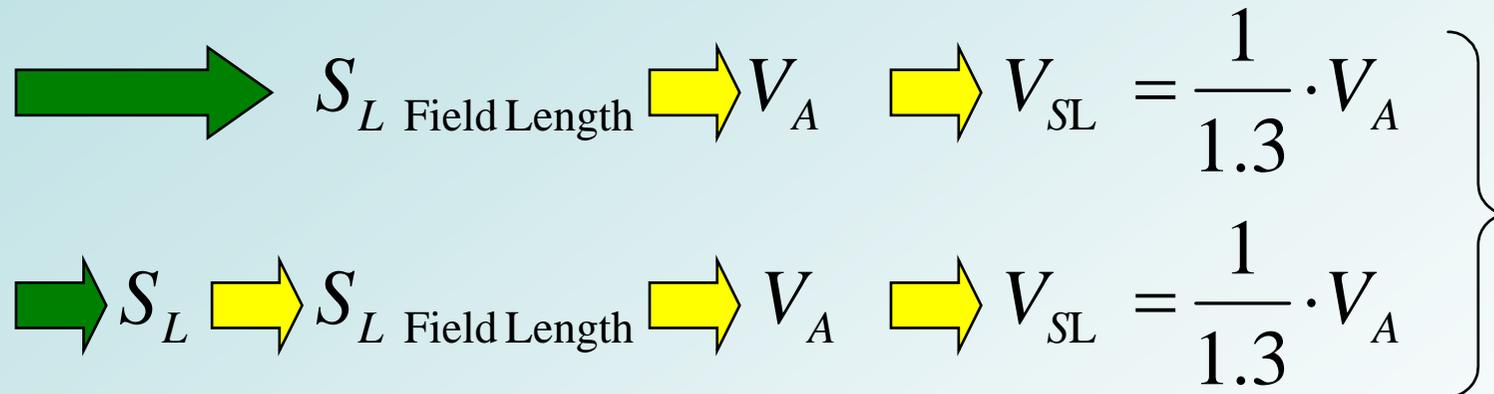


Figure 3.16 Definition of FAR 25 Landing Distances



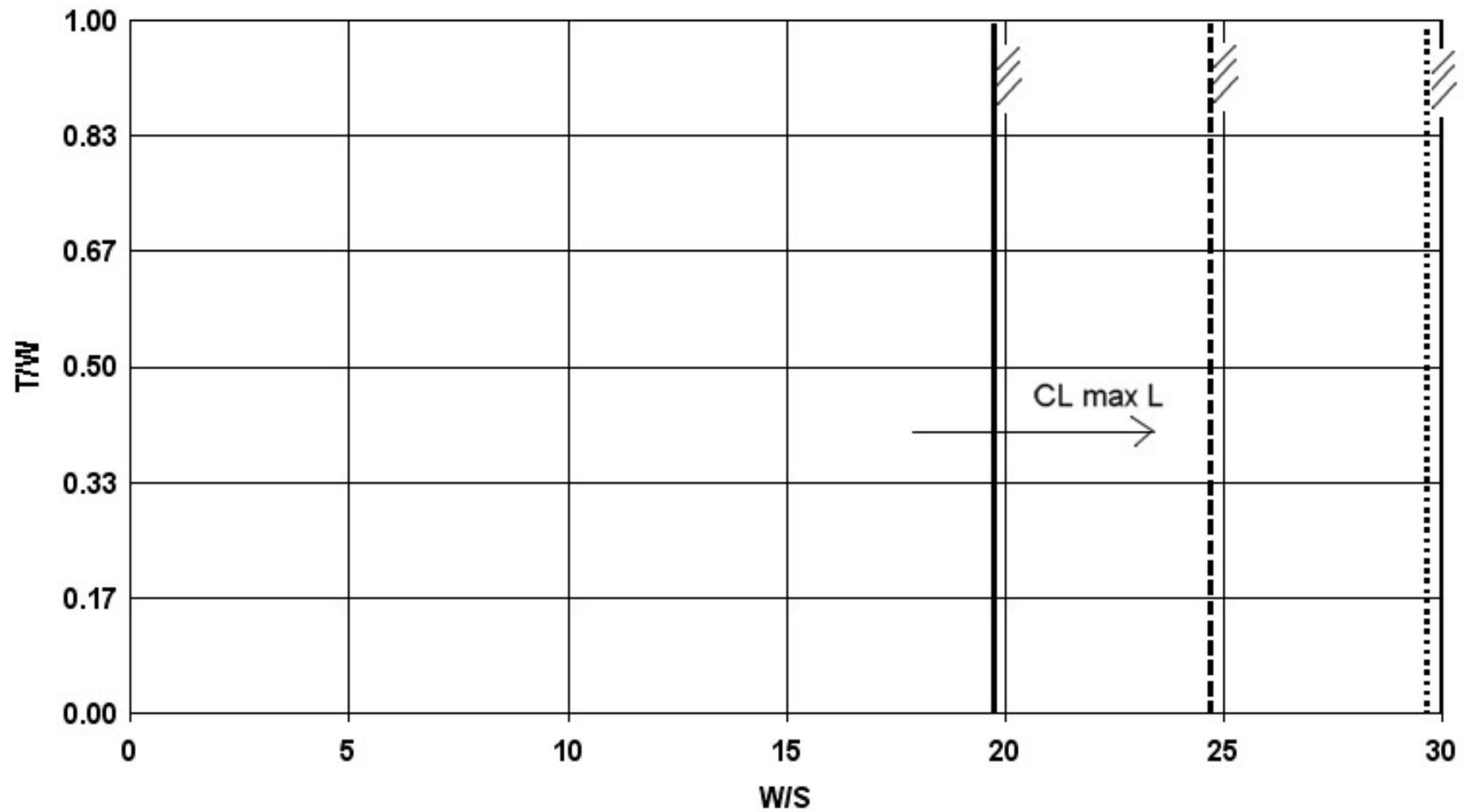
DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR25

$$ft \longrightarrow S_{L \text{ Field Length}} = 0.3 \cdot V_A^2 \longleftarrow kts^2$$

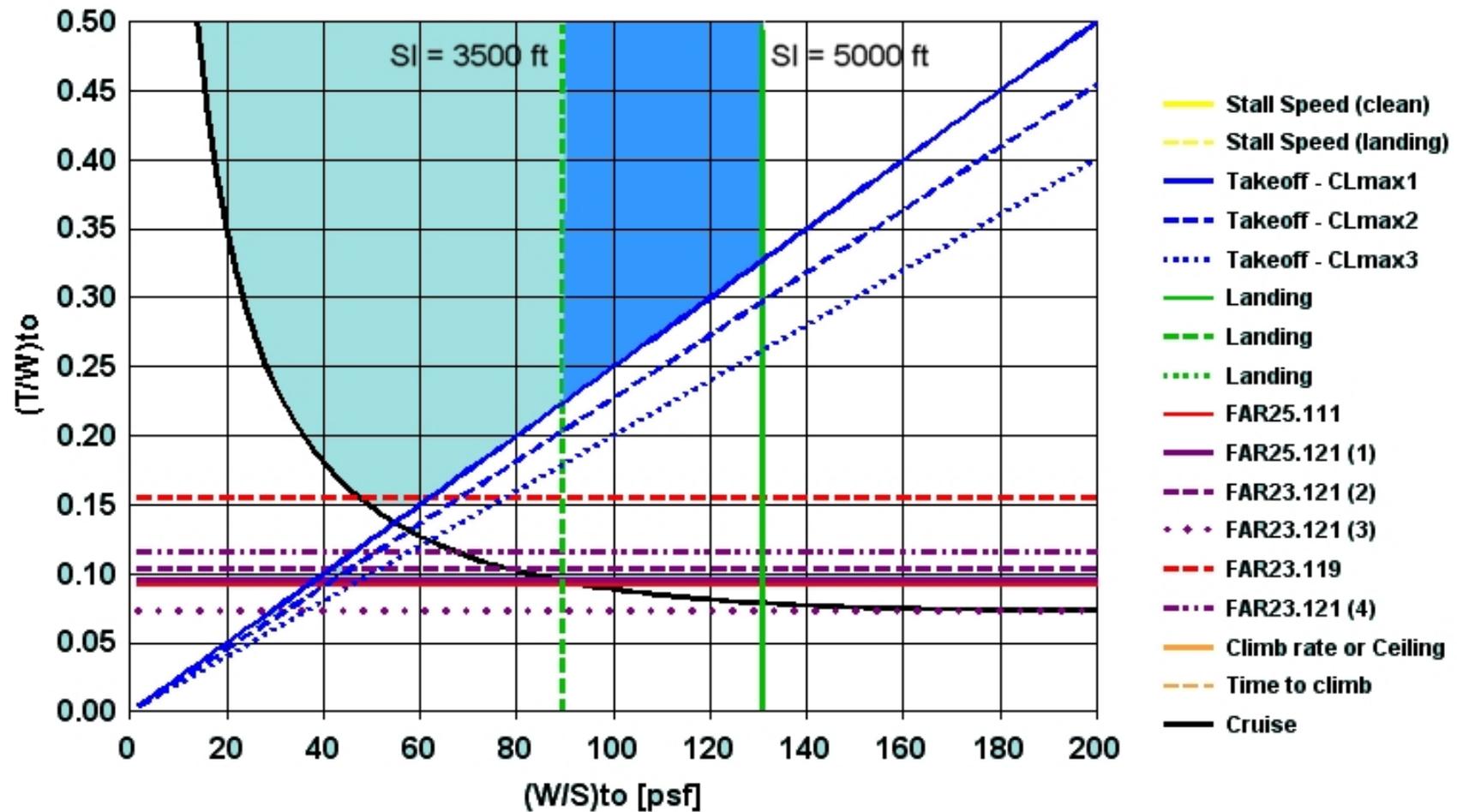


$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_L}{\rho \cdot S \cdot C_{L_{\max L}}}}$$

DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR25



DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR25



DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR23

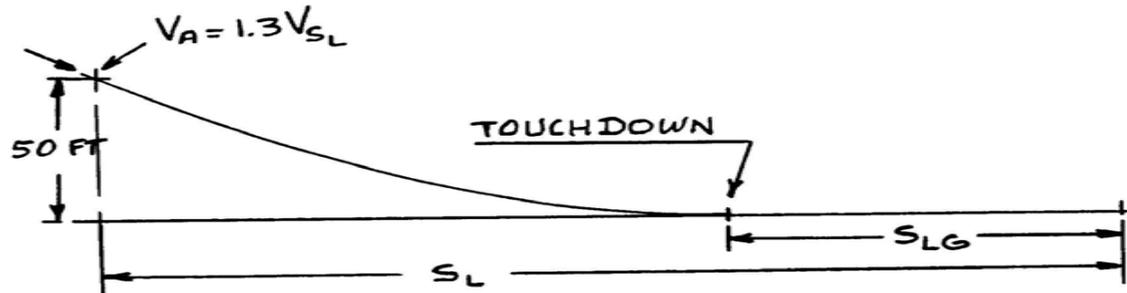
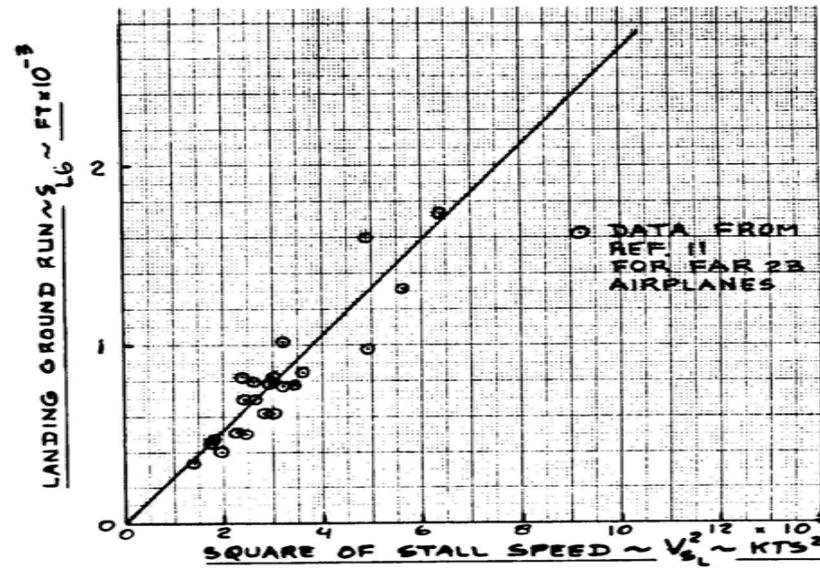


Figure 3.12 Definition of FAR 23 Landing Distances



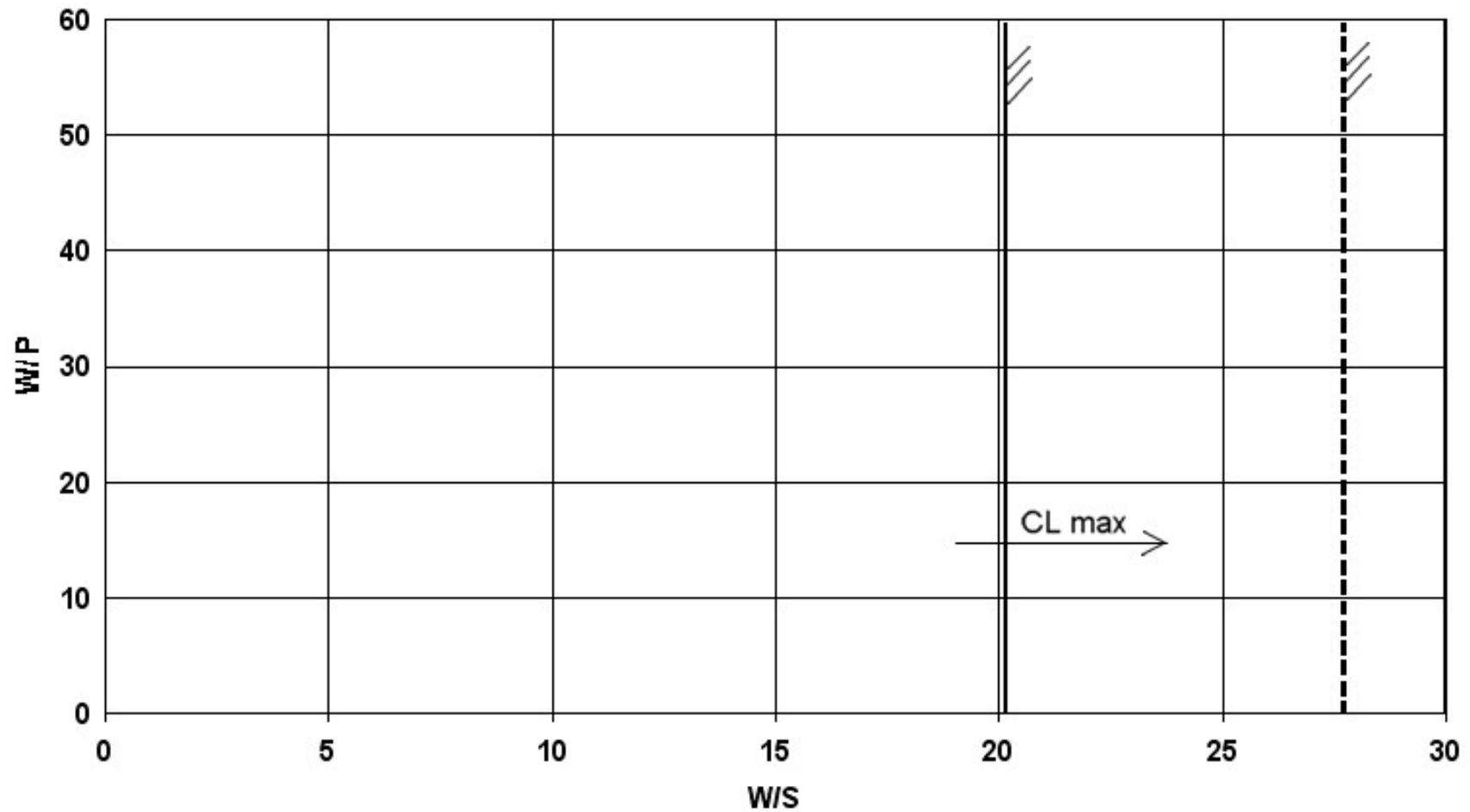
DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR23

$$ft \left\{ \begin{array}{l} S_L = 0.5136 \cdot S_{L \text{ Ground}} \\ S_{L \text{ Ground}} = 0.265 \cdot V_{SL}^2 \leftarrow kts^2 \end{array} \right.$$

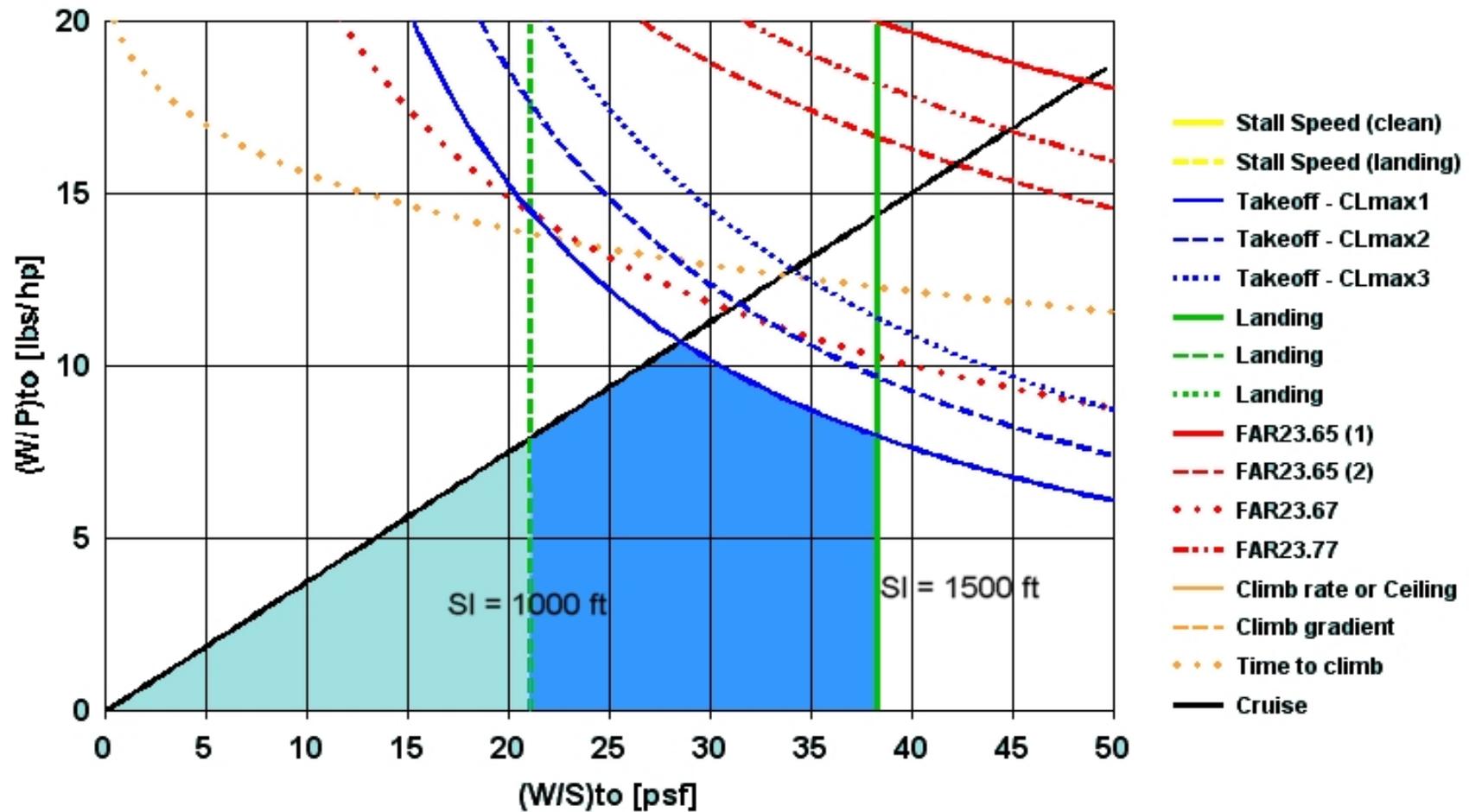
Si assegna $S_{L \text{ Ground}}$
oppure S_L

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2 \cdot W_L}{\rho \cdot S \cdot C_{L \max L}}}$$

DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR23



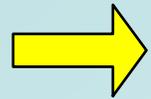
DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR23



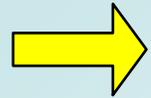
PUNTO DI PROGETTO

Airplane Type	$C_{L_{max}}$	$C_{L_{max_{TO}}}$	$C_{L_{max_L}}$
1. Homebuilts	1.2 - 1.8	1.2 - 1.8	1.2 - 2.0*
2. Single Engine Propeller Driven	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.6 - 2.3
3. Twin Engine Propeller Driven	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.5
4. Agricultural	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9
5. Business Jets	1.4 - 1.8	1.6 - 2.2	1.6 - 2.6
6. Regional TBP	1.5 - 1.9	1.7 - 2.1	1.9 - 3.3
7. Transport Jets	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 2.8
8. Military Trainers	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.2
9. Fighters	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.6
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.4
12. Supersonic Cruise Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.0	1.8 - 2.2

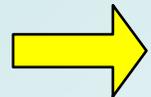
SALITA



**DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI
AERODINAMICHE**

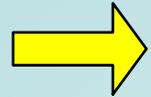


REQUISITI DI NORMATIVA

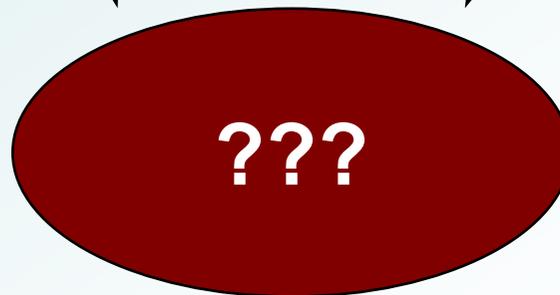


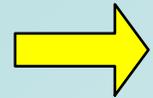
REQUISITI DI SPECIFICA

SALITA

DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI
AERODINAMICHE

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

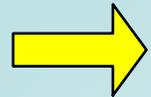


SALITA**DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE** C_{D0} →

La fase di salita di un velivolo avviene ad assetti elevati.

$$C_{D \text{ parassita}} \ll C_{D \text{ indotto}}$$

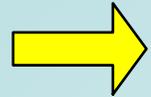
Le prestazioni di salita sono maggiormente influenzate dal termine indotto della resistenza aerodinamica.

SALITA**DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE** C_{D0} →

Un eventuale errore nella stima preliminare del C_{D0} non comporta grandi problemi per la determinazione delle prestazioni di salita.

Al più, ricavato il punto di progetto, è possibile reiterare il metodo esposto con un valore più preciso del coefficiente di resistenza parassita.

SALITA



DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

$$C_{D0} = \frac{f}{S}$$

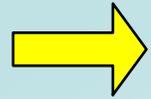
Area parassita: si determina su base statistica

Superficie alare di riferimento: si assume un valore del carico alare sulla base dei dati di velivoli simili

SALITA

VELIVOLO	N° passeggeri	Wto [lb]	Wto/S [psf]	S [ft ²]	AR
Airbus A300-600	280	366000	131	2799	7.73
Airbus A320-200	150	162000	123	1320	9.48
Airbus A340-600	372	805000	171	4704	9.29
Airbus A350	315	540000	139	3892	10.3
Airbus A380	555	1234600	136	9100	7.54
Boeing B737-800	160	174200	130	1344	9.41
Boeing B747-400	420	800000	137	5825	7.68
Boeing B767-400	245	450000	148	3050	7.99
Boeing B777-300	390	580000	126	4600	8.69
Boeing B787-800	250	476000	136	3500	10.6
Embraer ERJ 145	50	45415	82.4	551	7.84
McDonnell Douglas MD81	150	140000	116	1209	9.62
McDonnell Douglas MD11	350	603000	165	3648	7.87

SALITA



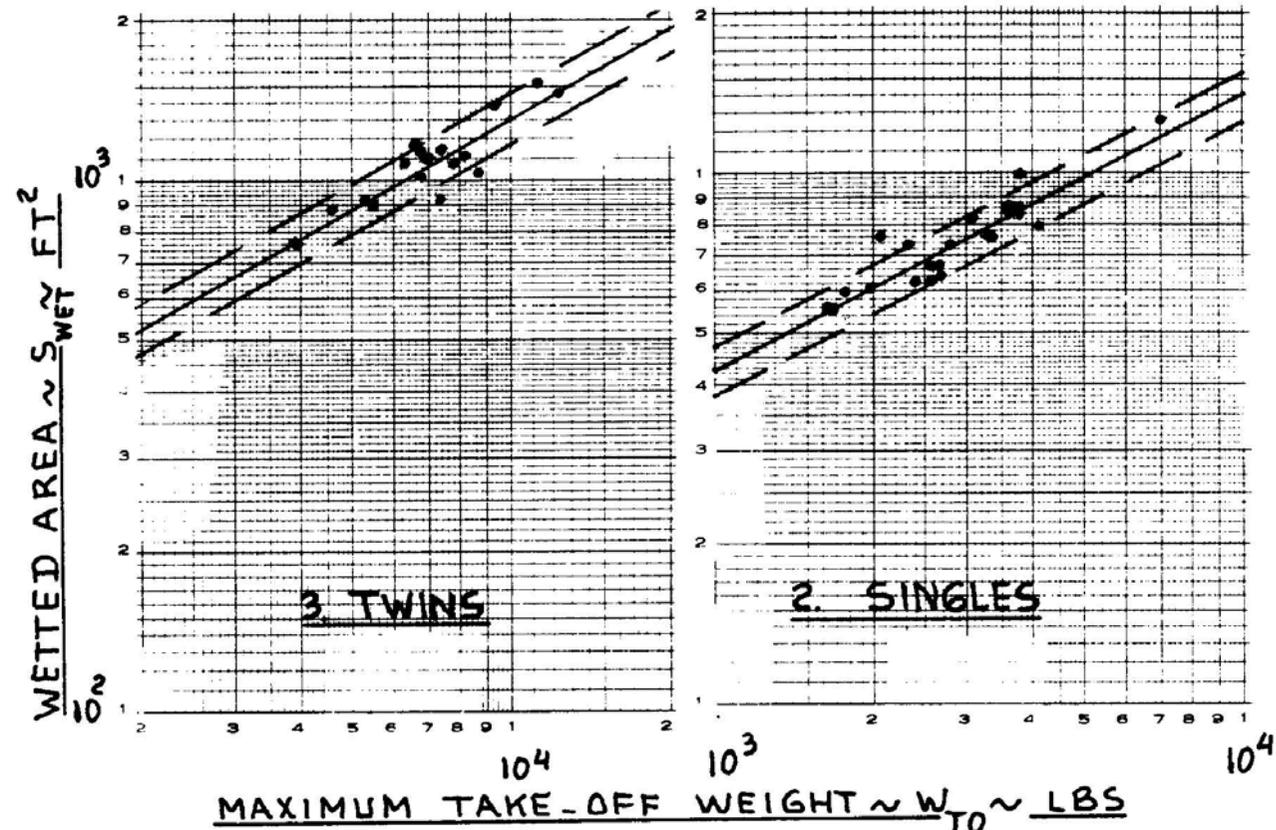
DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

$$C_{D0} = \frac{f}{S}$$

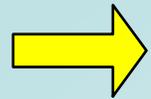
$$W_{TO}$$



$$S_{wet}$$



SALITA



DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

$$C_{D0} = \frac{f}{S}$$

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \cdot \log_{10} W_{TO}$$

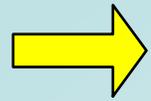
W_{TO}



S_{wet}

Airplane Type	c	d
1. Homebuilts	1.2362	0.4319
2. Single Engine Propeller Driven	1.0892	0.5147
3. Twin Engine Propeller Driven	0.8635	0.5632
4. Agricultural	1.0447	0.5326
5. Business Jets	0.2263	0.6977
6. Regional Turboprops	-0.0866	0.8099
7. Transport Jets	0.0199	0.7531
8. Military Trainers*	0.8565	0.5423
9. Fighters*	-0.1289	0.7506
10. Mil. Patrol, Bomb and Transport	0.1628	0.7316
11. Flying Boats, Amph. and Float	0.6295	0.6708
12. Supersonic Cruise Airplanes	-1.1868	0.9609

SALITA



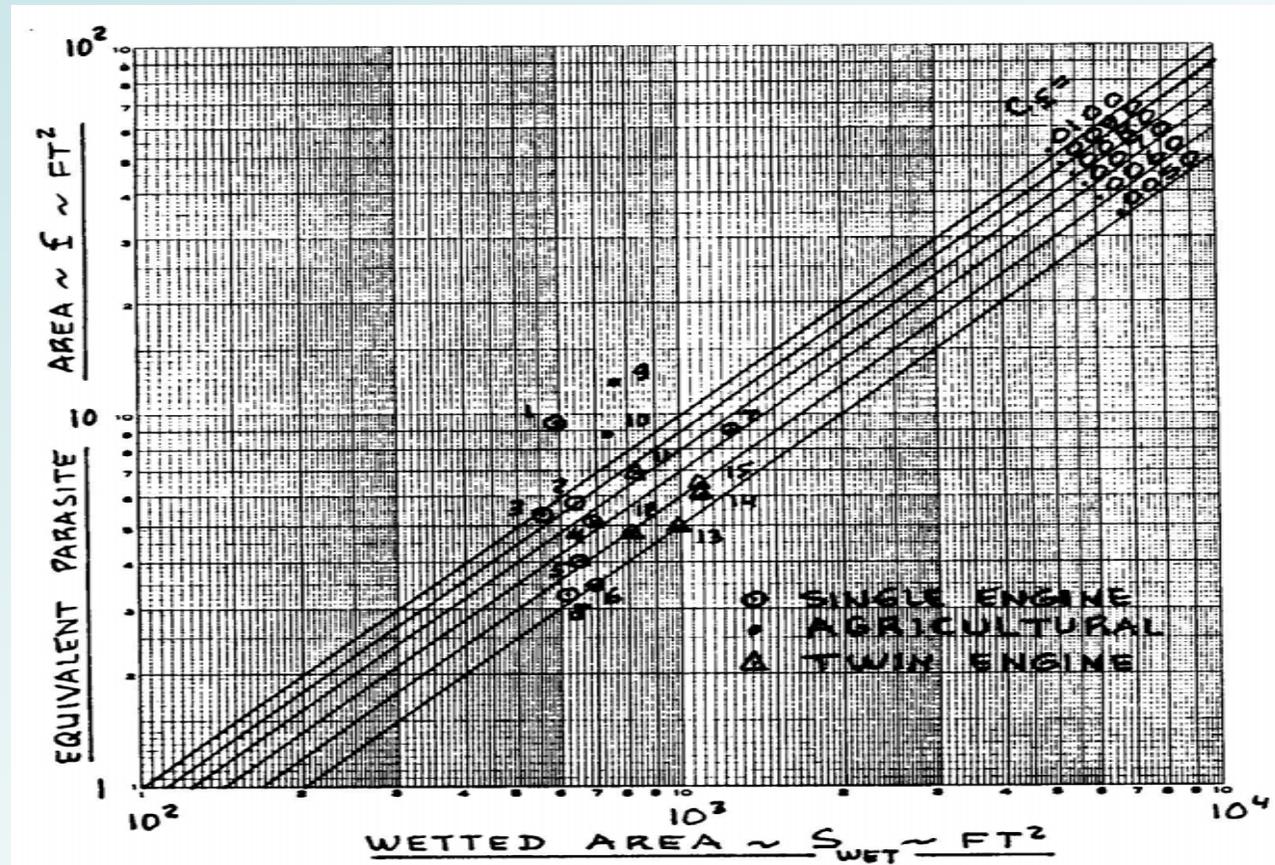
DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

$$C_{D0} = \frac{f}{S}$$

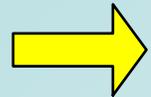
S_{wet}



f



SALITA



DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

$$C_{D0} = \frac{f}{S}$$

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

S_{wet}



f

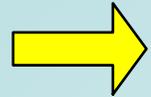
Equivalent Skin Friction
Coefficient, c_f

a

b

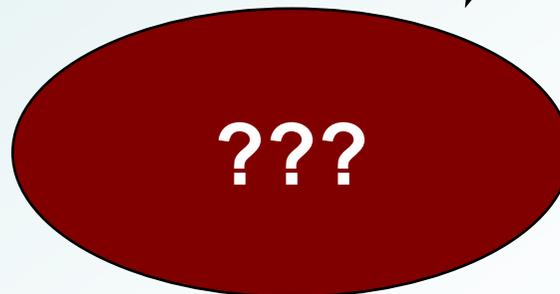
0.0090	-2.0458	1.0000
0.0080	-2.0969	1.0000
0.0070	-2.1549	1.0000
0.0060	-2.2218	1.0000
0.0050	-2.3010	1.0000
0.0040	-2.3979	1.0000
0.0030	-2.5229	1.0000
0.0020	-2.6990	1.0000

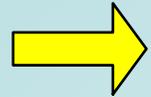
SALITA



DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$



SALITA**DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE** $AR \longrightarrow$

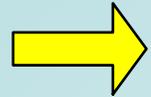
L'allungamento alare, da cui dipende il termine indotto della resistenza aerodinamica, viene assegnato su base statistica (dati velivoli simili).

Il valore di AR ha un forte impatto sul peso delle strutture e quindi sul peso a vuoto operativo del velivolo: un AR maggiore comporta un maggiore peso delle strutture.

SALITA

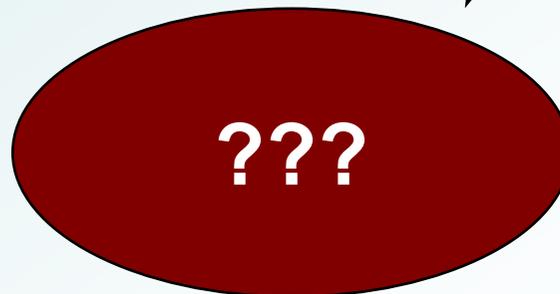
VELIVOLO	N° passeggeri	Wto [lb]	Wto/S [psf]	S [ft^2]	AR
Airbus A300-600	280	366000	131	2799	7.73
Airbus A320-200	150	162000	123	1320	9.48
Airbus A340-600	372	805000	171	4704	9.29
Airbus A350	315	540000	139	3892	10.3
Airbus A380	555	1234600	136	9100	7.54
Boeing B737-800	160	174200	130	1344	9.41
Boeing B747-400	420	800000	137	5825	7.68
Boeing B767-400	245	450000	148	3050	7.99
Boeing B777-300	390	580000	126	4600	8.69
Boeing B787-800	250	476000	136	3500	10.6
Embraer ERJ 145	50	45415	82.4	551	7.84
McDonnell Douglas MD81	150	140000	116	1209	9.62
McDonnell Douglas MD11	350	603000	165	3648	7.87

SALITA

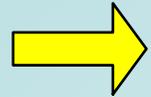


DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$



SALITA



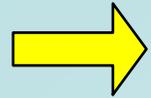
DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

e →

Il valore del fattore di Oswald deve essere assegnato sulla base di dati statistici.

Tipicamente esso è compreso tra 0.80 e 0.85

SALITA



DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

Config. pulita (no effetti compressibilità in fase di salita)

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

Config. decollo con carrello retrato

$$C_D = C_{D0} + \Delta C_{D0 \text{ flap } to} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e_{to}}$$

Config. decollo con carrello estratto

$$C_D = C_{D0} + \Delta C_{D0 \text{ flap } to} + \Delta C_{D0 \text{ gear}} \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e_{to}}$$

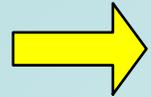
Config. atterraggio con carrello retrato

$$C_D = C_{D0} + \Delta C_{D0 \text{ flap } l} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e_l}$$

Config. atterraggio con carrello estratto

$$C_D = C_{D0} + \Delta C_{D0 \text{ flap } l} + \Delta C_{D0 \text{ gear}} \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e_l}$$

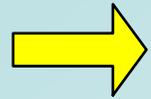
SALITA



DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

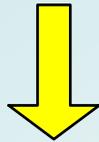
Configuration	ΔC_{D_0}	e
Clean	0	0.80 - 0.85
Take-off flaps	0.010 - 0.020	0.75 - 0.80
Landing Flaps	0.055 - 0.075	0.70 - 0.75
Landing Gear	0.015 - 0.025	no effect

SALITA



CONDIZIONI

$$\begin{cases} L = W \cdot \cos \gamma \\ T = D + W \cdot \sin \gamma \end{cases}$$



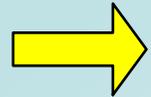
$$\begin{cases} CGR = \gamma \cong \sin \gamma = \frac{T - D}{W} \\ RC = V \cdot \sin \gamma = \frac{TV - DV}{W} \end{cases}$$



Climb Gradient

Climb Rate

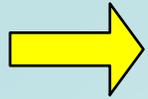
SALITA



CONDIZIONI - velivoli ad elica

$$\left\{ \begin{array}{l} RC = 33000 \cdot \left[\frac{\eta_P}{(W/P)} - \frac{\sqrt{(W/S)}}{19 \cdot \sqrt{\sigma} \cdot C_L^{3/2} / C_D} \right] \text{ in fpm} \\ CGR = \frac{18.97 \cdot \eta_P \cdot \sqrt{\sigma}}{(W/P) \cdot \sqrt{(W/S)}} \sqrt{C_L} - \frac{1}{L/D} \text{ in rad} \end{array} \right.$$

SALITA

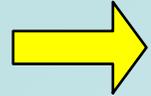


CONDIZIONI - velivoli ad elica

$$RC = 33000 \cdot RCP \text{ in fpm}$$

$$CGR = CGRP \cdot \sqrt{C_L} - \frac{1}{L/D} \text{ in rad}$$

SALITA

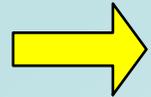


REQUISITI DI NORMATIVA – FAR23

1. FAR23.65 – $RC \geq 300 \text{ fpm}$ nelle ipotesi di
 - a. AEO - tutti i motori sono operativi
 - b. carrello retratto
 - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
 - d. massima spinta o potenza continuata
 - e. quota al livello del mare

2. FAR23.65 - $CGR \geq 1/12 \text{ rad}$ nelle ipotesi di
 - a. AEO - tutti i motori sono operativi
 - b. carrello retratto
 - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
 - d. massima spinta o potenza continuata
 - e. quota al livello del mare

SALITA



CONDIZIONI - velivoli ad elica

FAR23.65

$$RCP = \frac{\eta_P}{(W/P)} \frac{\sqrt{(W/S)}}{19 \cdot \sqrt{\sigma} \cdot C_L^{3/2} / C_D}$$

$RCP = RC / 33000$

es.: $\eta_P = 0.80$

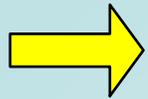
$\left(\frac{W}{P}\right) = \left(\frac{W}{P}\right)_{\max \text{ cont.}} = 1.1 \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$

$\sigma = 1$ at S.L.

$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max}$

punto P

SALITA

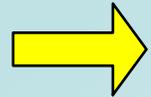


REQUISITI DI NORMATIVA – FAR23

3. FAR23.67 - $RC \geq 0.027 \cdot V_s \text{ fpm}$ nelle ipotesi di
 - a. OEI – motore critico inoperativo
 - b. ipersostentatori nella posizione più favorevole
 - c. spinta o potenza massima al decollo sul motore operativo
 - d. quota 5000 ft

4. FAR23.77 - $CGR \geq 1/30 \text{ rad}$ nelle ipotesi di
 - a. AEO - tutti i motori sono operativi
 - b. carrello estratto
 - c. ipersostentatori nella posizione di atterraggio
 - d. spinta o potenza massima al decollo
 - e. quota al livello del mare

SALITA



CONDIZIONI - velivoli ad elica

FAR23.67

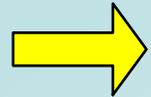
$$RCP = \frac{\eta_P}{(W/P)} - \frac{\sqrt{(W/S)}}{19 \cdot \sqrt{\sigma} \cdot C_L^{3/2} / C_D}$$

$$RCP = \frac{0.027}{33000} \cdot V_{s,opt}^2$$

$$V_{S,opt} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} \cdot \sqrt{\frac{1}{C_{Lmax}}}$$

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max}$$

SALITA



CONDIZIONI - velivoli ad elica

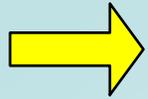
FAR23.67

$$RCP = \frac{\eta_P}{(W/P)} - \frac{\sqrt{(W/S)}}{19 \cdot \sqrt{\sigma} \cdot C_L^{3/2} / C_D}$$



$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO\ OEI\ 5000\ ft} = \frac{N}{N-1} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO\ 5000ft} = \frac{N}{N-1} \cdot \frac{P_{TO\ S.L.}}{P_{TO\ 5000\ ft}} \left(\frac{W}{P}\right)_{TO\ S.L.}$$

SALITA



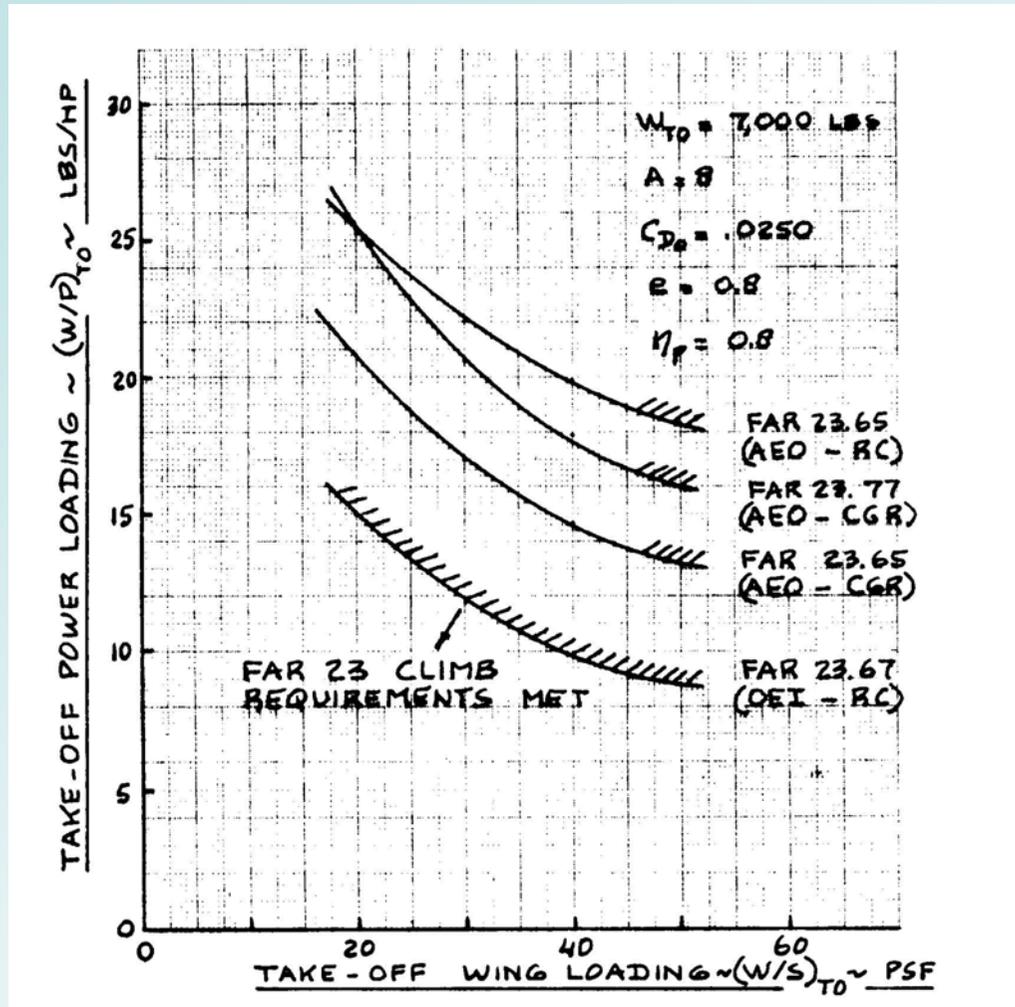
CONDIZIONI - velivoli ad elica

FAR23.77

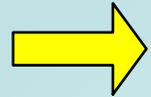
$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_P \cdot \sqrt{\sigma}}{(W/P) \cdot \sqrt{(W/S)}}$$


$$\left(\frac{C_L^{1/2}}{C_D} \right)_{\max}$$

SALITA



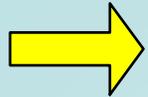
SALITA



CONDIZIONI - velivoli a getto

$$\left\{ \begin{array}{l} RC = \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right) \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{C_L}} \\ CGR = \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right) \end{array} \right.$$

SALITA



REQUISITI DI NORMATIVA – FAR25

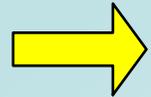
1. FAR25.111 – $CGR \geq 0.012$ rad per velivoli bimotori,
 $CGR \geq 0.015$ rad per velivoli trimotori,
 $CGR \geq 0.017$ rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
 - a. OEI – motore critico inoperativo
 - b. carrello retratto
 - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
 - d. $V = 1.2 \cdot V_{STO}$
 - e. spinta o potenza massima al decollo
 - f. effetto suolo

2. FAR25.121 – $CGR \geq 0.000$ rad per velivoli bimotori,
 $CGR \geq 0.003$ rad per velivoli trimotori,
 $CGR \geq 0.005$ rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
 - a. OEI – motore critico inoperativo
 - b. carrello estratto
 - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
 - d. $V_{LOFF} < V < 1.2 \cdot V_{STO}$
 - e. spinta o potenza massima al decollo
 - f. effetto suolo

3. FAR25.121 – $CGR \geq 0.024$ rad per velivoli bimotori,
 $CGR \geq 0.027$ rad per velivoli trimotori,
 $CGR \geq 0.030$ rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
 - a. OEI – motore critico inoperativo
 - b. carrello retratto
 - c. ipersostentatori nella posizione di decollo
 - d. $V = 1.2 \cdot V_{STO}$
 - e. spinta o potenza massima al decollo

4. FAR25.121 – $CGR \geq 0.012$ rad per velivoli bimotori,
 $CGR \geq 0.015$ rad per velivoli trimotori,
 $CGR \geq 0.017$ rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
 - a. OEI – motore critico inoperativo
 - b. carrello retratto
 - c. ipersostentatori retratti
 - d. $V = 1.25 \cdot V_S$
 - e. spinta o potenza massima continuativa

SALITA



Velivolo turboelica FAR 25 (tipo ATR42)

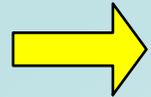
FAR25.111

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_P \cdot \sqrt{\sigma}}{(W/P) \cdot \sqrt{(W/S)}} = \left[CGR + \frac{1}{E} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{OEI} = \frac{N}{N-1} \cdot \left(\frac{W}{P} \right)_{TO}$$

$$C_L = \frac{C_{Lmax TO}}{(1.2)^2}$$

SALITA



Velivolo turboelica FAR 25 (tipo ATR42)

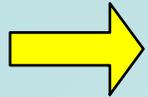
FAR25.121

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_P \cdot \sqrt{\sigma}}{(W/P) \cdot \sqrt{(W/S)}} = \left[CGR + \frac{1}{E} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(\frac{W}{P} \right)_{OEI} = \frac{N}{N-1} \cdot \left(\frac{W}{P} \right)_{TO} \\ P_{\max \text{ cont.}} = 0.93 \cdot P_{TO} \end{array} \right.$$

$$C_L = \frac{C_{L\max}}{(1.25)^2}$$

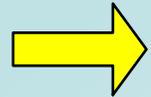
SALITA



REQUISITI DI NORMATIVA – FAR25

5. FAR25.119 – $CGR \geq 0.032$ rad nelle ipotesi di
- AEO – tutti i motori sono operativi
 - carrello estratto
 - ipersostentatori nella posizione di atterraggio
 - $V = 1.3 \cdot V_{SL}$
 - peso massimo all'atterraggio
6. FAR25.121 – $CGR \geq 0.021$ rad per velivoli bimotori,
 $CGR \geq 0.024$ rad per velivoli trimotori,
 $CGR \geq 0.027$ rad per velivolo quadrimotori, nelle ipotesi di
- OEI – motore critico inoperativo
 - carrello estratto
 - ipersostentatori nella posizione di avvicinamento
 - $V = 1.5 \cdot V_A$
 - spinta o potenza massima al decollo
 - peso massimo all'atterraggio

SALITA



Velivolo turboelica FAR 25 (tipo ATR42)

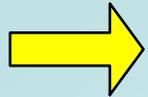
FAR25.121

$$CGRP = \frac{18.97 \cdot \eta_P \cdot \sqrt{\sigma}}{(W/P) \cdot \sqrt{(W/S)}} = \left[CGR + \frac{1}{E} \right] \cdot \frac{1}{\sqrt{C_L}}$$

$$\left(\frac{W}{P} \right)_{OEI} = \frac{N}{N-1} \cdot \left(\frac{W}{P} \right)_{TO}$$

$$C_L = \frac{C_{Lmax A}}{(1.5)^2}$$

media tra
 $C_{Lmax TO}$
 $C_{Lmax L}$

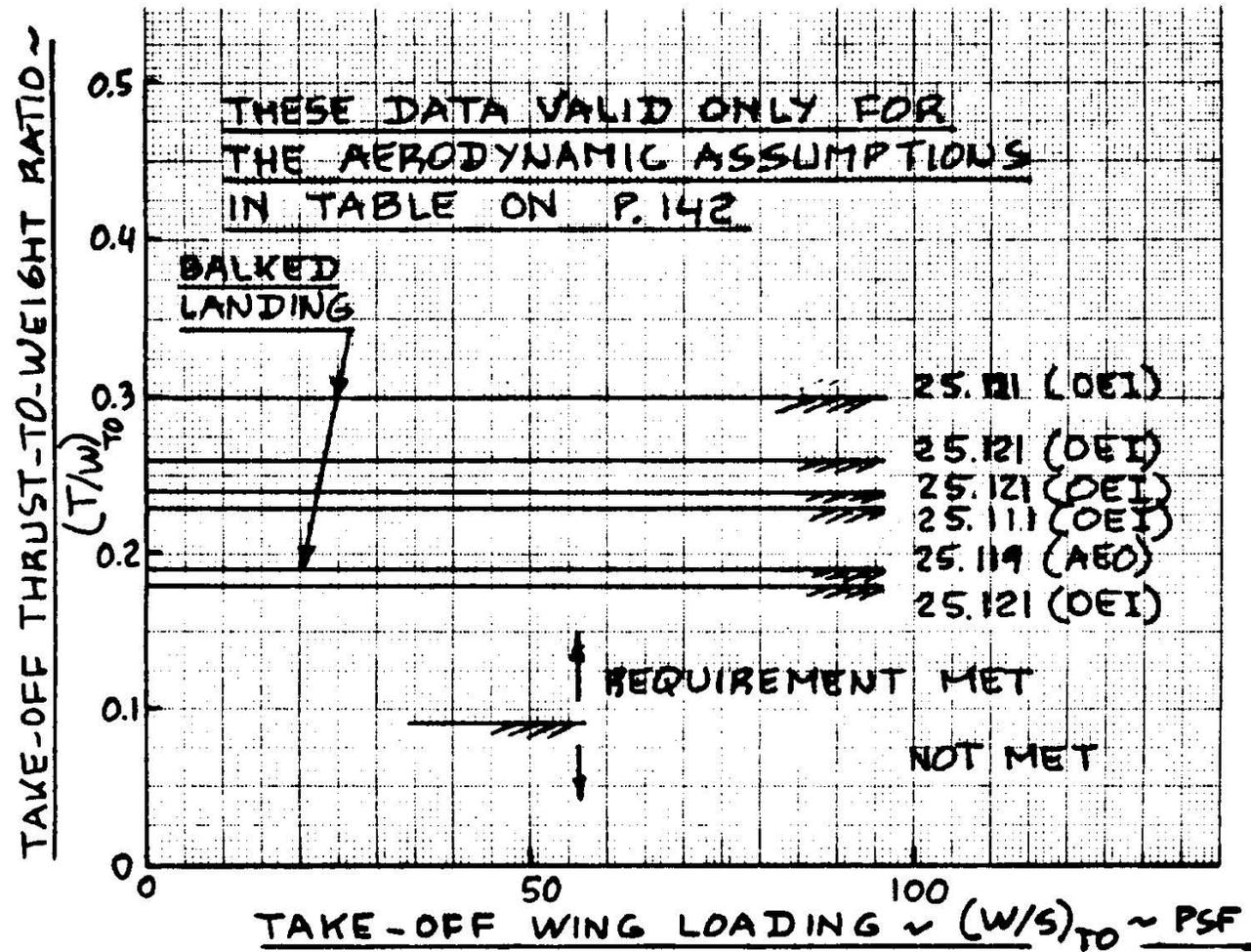
SALITA**Velivolo turboelica FAR 25 (tipo ATR42)**

FAR25.121

Le prestazioni dell'impianto propulsivo possono essere significativamente influenzate dalla temperatura atmosferica. Quindi, in caso di "giornata calda" si può ricorrere alla seguente relazione.

$$P_{TO_{+50^{\circ}F}} = P_{TO_{st}} \cdot 0.95$$

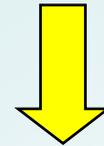
SALITA



VELOCITA' DI CROCIERA

Ipotesi 1 – Spinta fornita dall'impianto propulsivo simmetrica rispetto al piano di mezzzeria del velivolo

Ipotesi 2 – Spinta fornita dall'impianto propulsivo diretta parallelamente al suolo



Equilibrio delle forze

$$\begin{cases} W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \\ T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \end{cases}$$

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

$$\begin{cases} W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \\ T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \end{cases}$$

La condizione di crociera è caratterizzata da piccoli assetti e quindi da valori contenuti dei coefficienti di portanza e di resistenza indotta. Tipicamente può assumersi

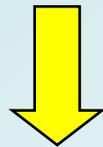
$$C_D \approx 1.1 \cdot C_{D0}$$



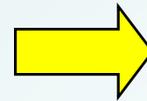
$$V = \sqrt[3]{\frac{1.82}{\rho_0}} \cdot \sqrt[3]{\frac{P}{W}} \cdot \sqrt[3]{\frac{W}{S}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\sigma}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{C_{D0}}}$$

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

$$V = \sqrt[3]{\frac{1.82}{\rho_0}} \cdot \sqrt[3]{\frac{P}{W}} \cdot \sqrt[3]{\frac{W}{S}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\sigma}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{C_{D0}}}$$



$$V \propto \sqrt[3]{\frac{P}{W}} \cdot \sqrt[3]{\frac{W}{S}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\sigma}}$$

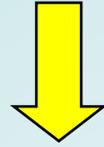


Indice di potenza

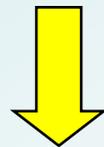
$$I_P = \sqrt[3]{\frac{(W/S)_{cr}}{\sigma_{cr} \cdot (W/P)_{cr}}}$$

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

$$P_{cr} = \varphi \cdot k_v \cdot k_z \cdot P_{TO}$$



$$\left(\frac{W}{P}\right)_{cr} = \left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \left(\frac{W_{cr}}{W_{TO}}\right) \cdot \left(\frac{P_{TO}}{P_{cr}}\right)$$



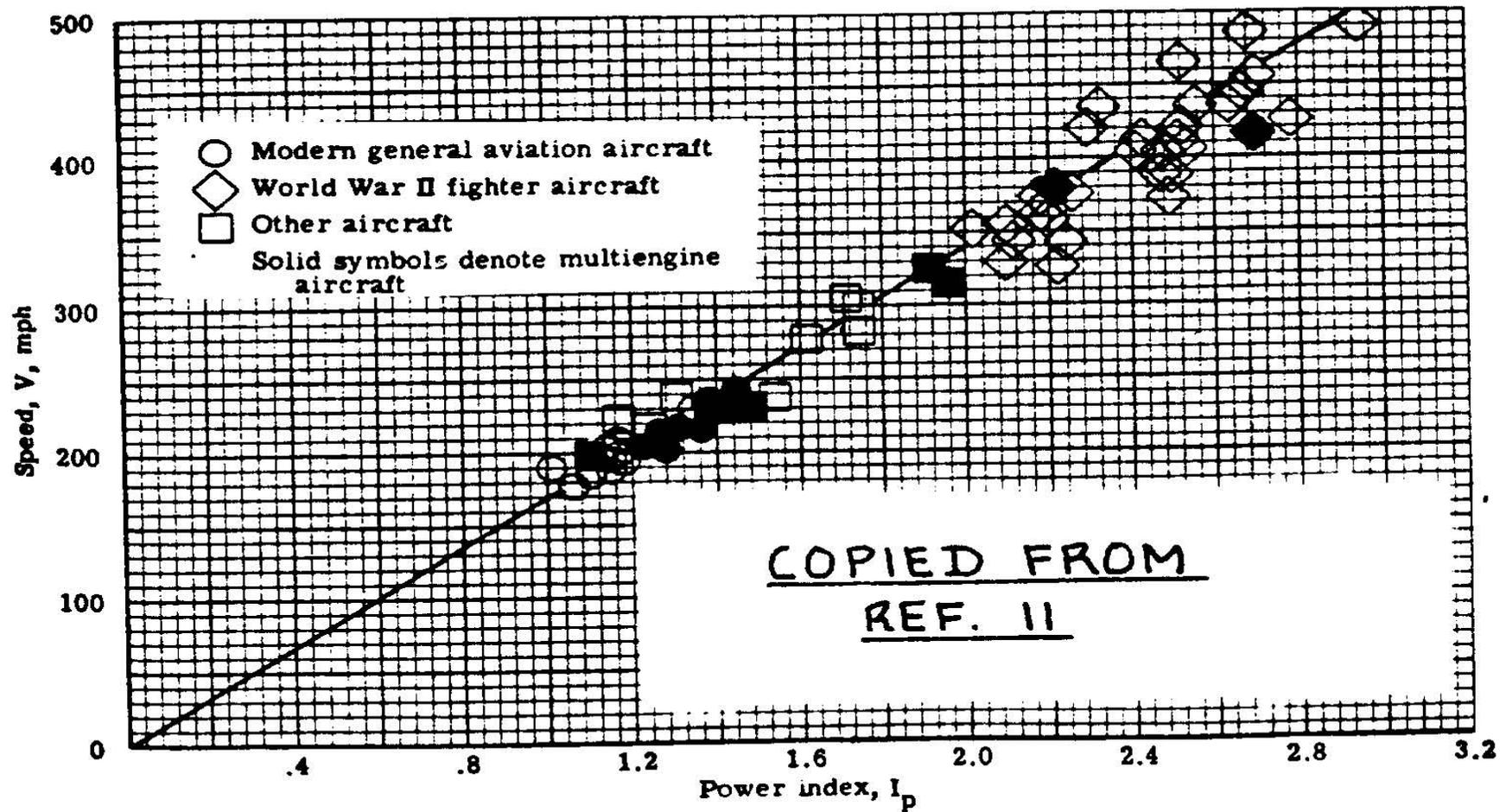
$$I_P = \sqrt[3]{\frac{(W/S)_{cr}}{\sigma_{cr} \cdot (W/P)_{cr}}}$$

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

VELIVOLI	$(W/S)_{T0}$	$(W/P)_{T0}$	V_{cr} [kts]	z_{cr} [ft]	\acute{o}_{cr}	k_z	k_v	\ddot{o}	I_p	V_{cr}/I_p
DORNIER 228-100	36.48	8.79	231	10000	0.3385	0.356	1.145	0.75	1.5543	148.62
DE HAVILLAND DHC6	29.76	10.08	182	10000	0.3385	0.356	1.089	0.75	1.3644	133.39
LET L-410UVP	33.18	8.38	197	10000	0.3385	0.356	1.105	0.75	1.5119	130.3

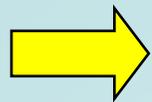
$$I_P = \sqrt[3]{\frac{(W/S)_{cr}}{\sigma_{cr} \cdot (W/P)_{cr}}}$$

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

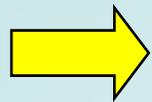


VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

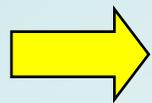
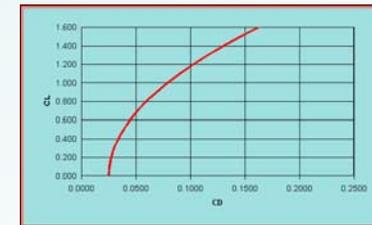
Ricerca della relazione statistica mediante l'uso del codice ADAS



Scelta di un velivolo appartenente alla stessa categoria di quello analizzato



Scelta del valore di C_{Do}



Scelta del valore del rendimento dell'elica



VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

Ricerca della relazione statistica mediante l'uso del codice ADAS



Alt = 20000 ft

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

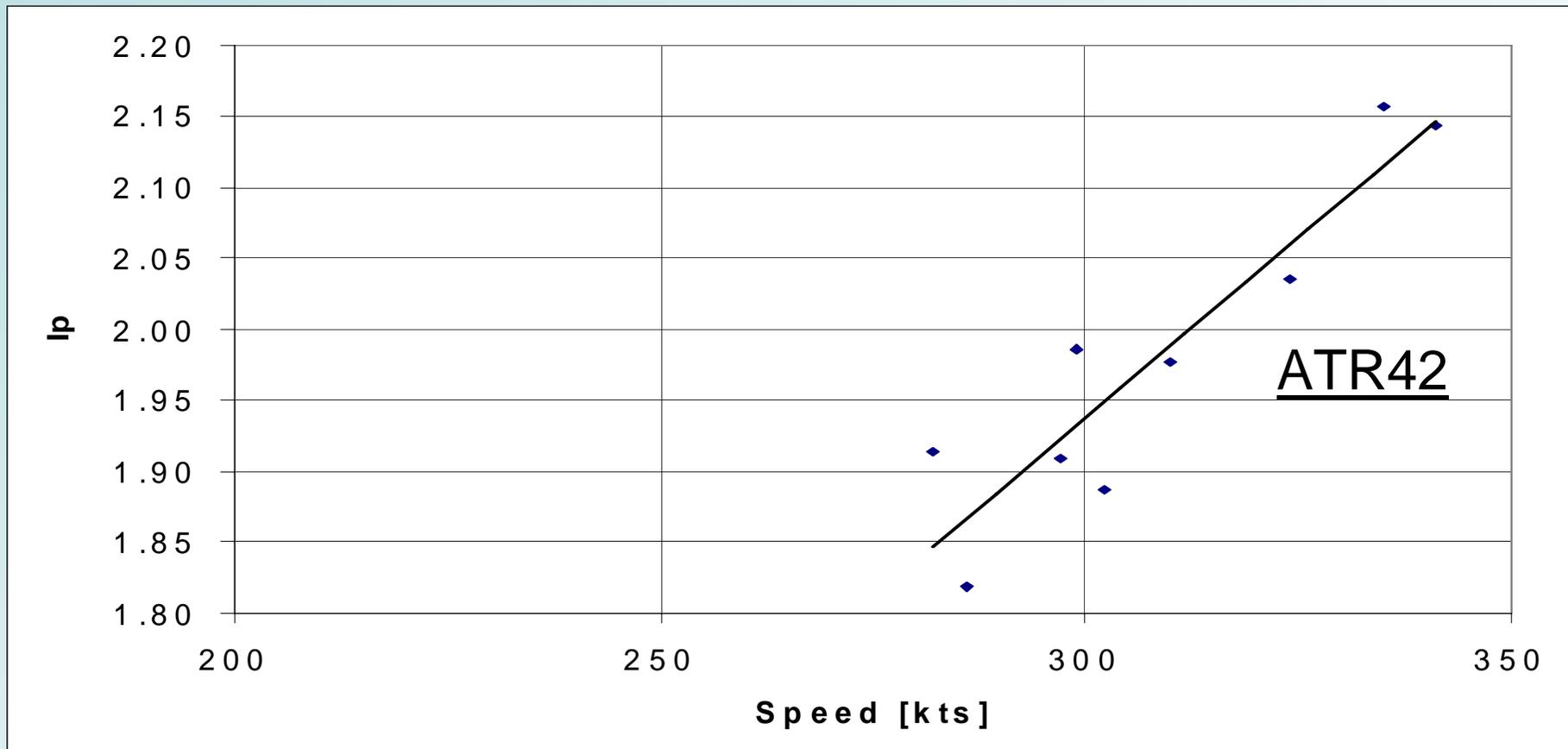
Ricerca della relazione statistica mediante l'uso del codice ADAS

ATR42

Velivolo	Peso [lb]	Wcr/Wto	S [ft^2]	P max [hp]	P cr [hp]	P cr/P max	Gr. Amm	Eta p	Quota [ft]	Velocità [kts]	Sigma	Ip
CD0=0.0220 Eta = 0.80												
ATR42	41005	1.00	587	4200	3530	0.840	0.75	0.80	0	286	1.00	1.82
ATR42	41005	1.00	587	4200	3012	0.717	0.75	0.80	10000	297	0.74	1.91
ATR42	41005	1.00	587	4200	2190	0.521	0.75	0.80	20000	282	0.53	1.91
ATR42	41005	1.00	587	4200	4951	1.179	1.00	0.80	0	324	1.00	2.04
ATR42	41005	1.00	587	4200	4268	1.016	1.00	0.80	10000	341	0.74	2.14
ATR42	41005	1.00	587	4200	3138	0.747	1.00	0.80	20000	335	0.53	2.16
ATR42	41005	1.00	587	4200	3941	0.938	0.82	0.80	0	302	1.00	1.89
ATR42	41005	1.00	587	4200	3349	0.797	0.82	0.80	10000	310	0.74	1.98
ATR42	41005	1.00	587	4200	2449	0.583	0.82	0.80	20000	299	0.53	1.99

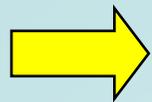
VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

Ricerca della relazione statistica mediante l'uso del codice ADAS



VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

Ricerca della relazione statistica mediante l'uso del codice ADAS



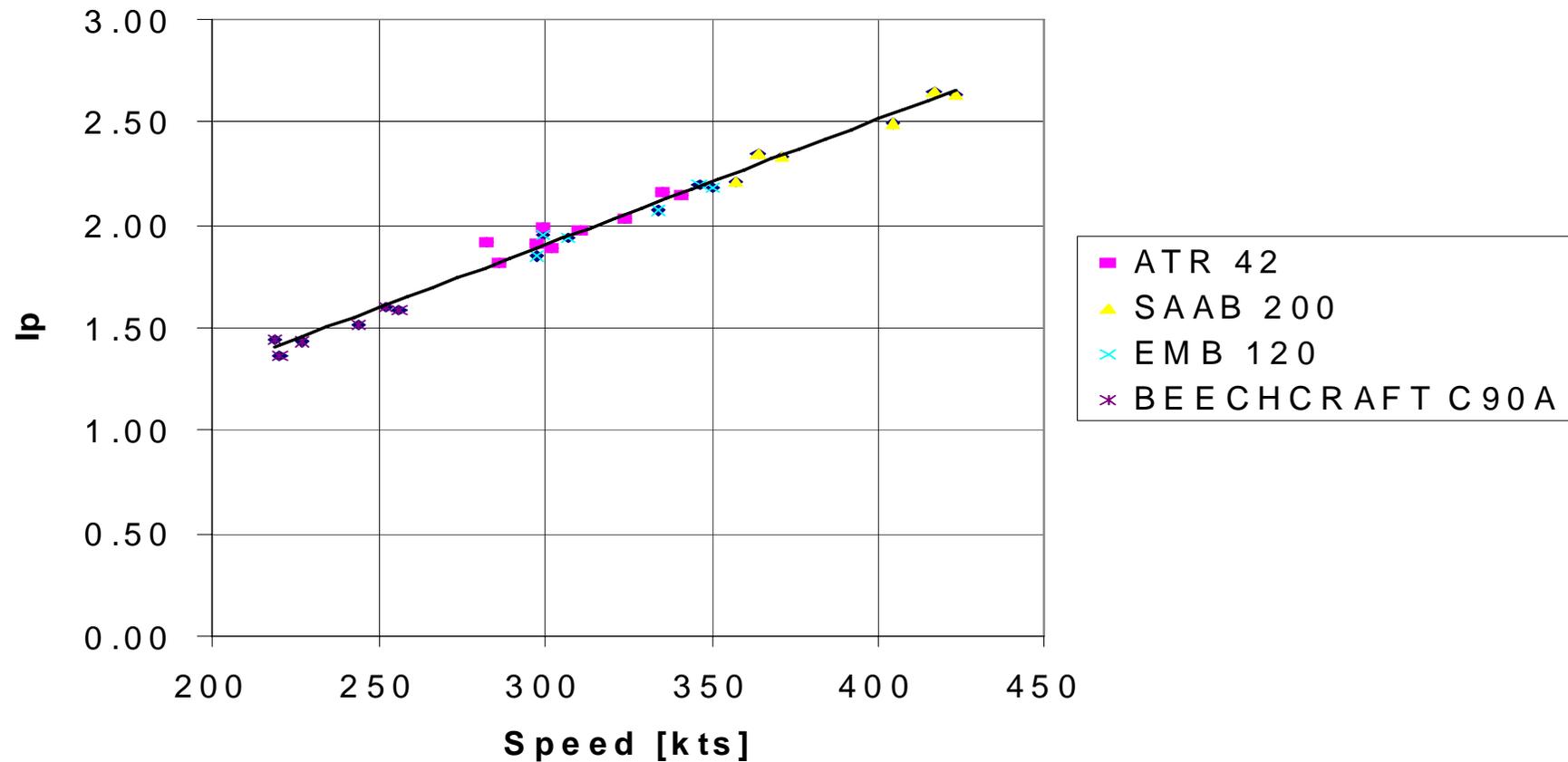
Scelta di altri velivoli bimotori ad elica



Velivolo	Peso [lb]	S [ft ²]	P max [hp]
ATR42	41005	587	4200
Saab 2000	50265	600	8000
EMB 120	25352	424	3600
Beechcraft C90A	9650	293	1100

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

Ricerca della relazione statistica mediante l'uso del codice ADAS



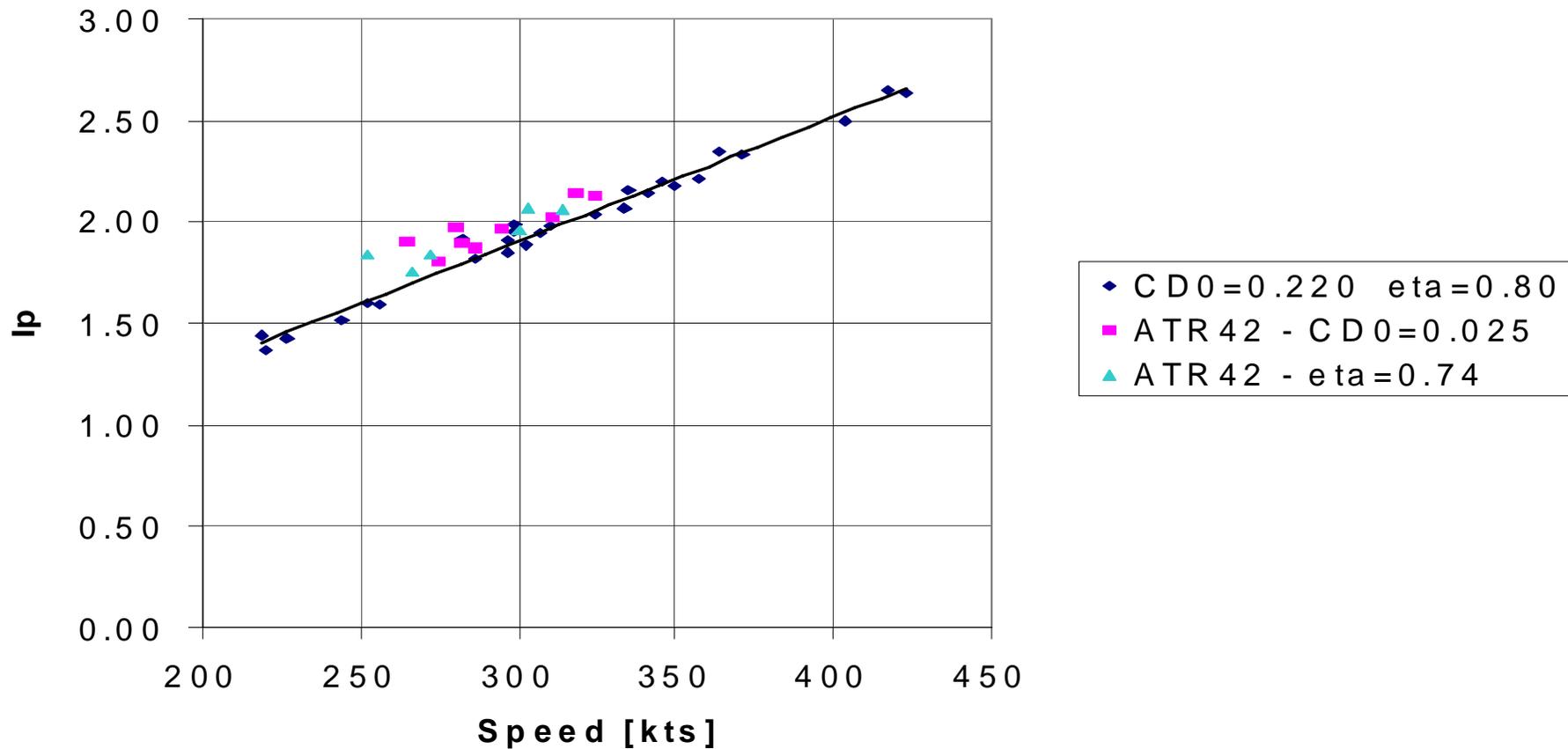
VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica**Ricerca della relazione statistica mediante l'uso del codice ADAS**

La linea di tendenza cambia se si prendono valori differenti di

 C_{D0} η_P

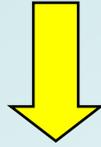
VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

Ricerca della relazione statistica mediante l'uso del codice ADAS

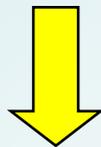


VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica

$$P_{cr} = \varphi \cdot k_v \cdot k_z \cdot P_{TO}$$

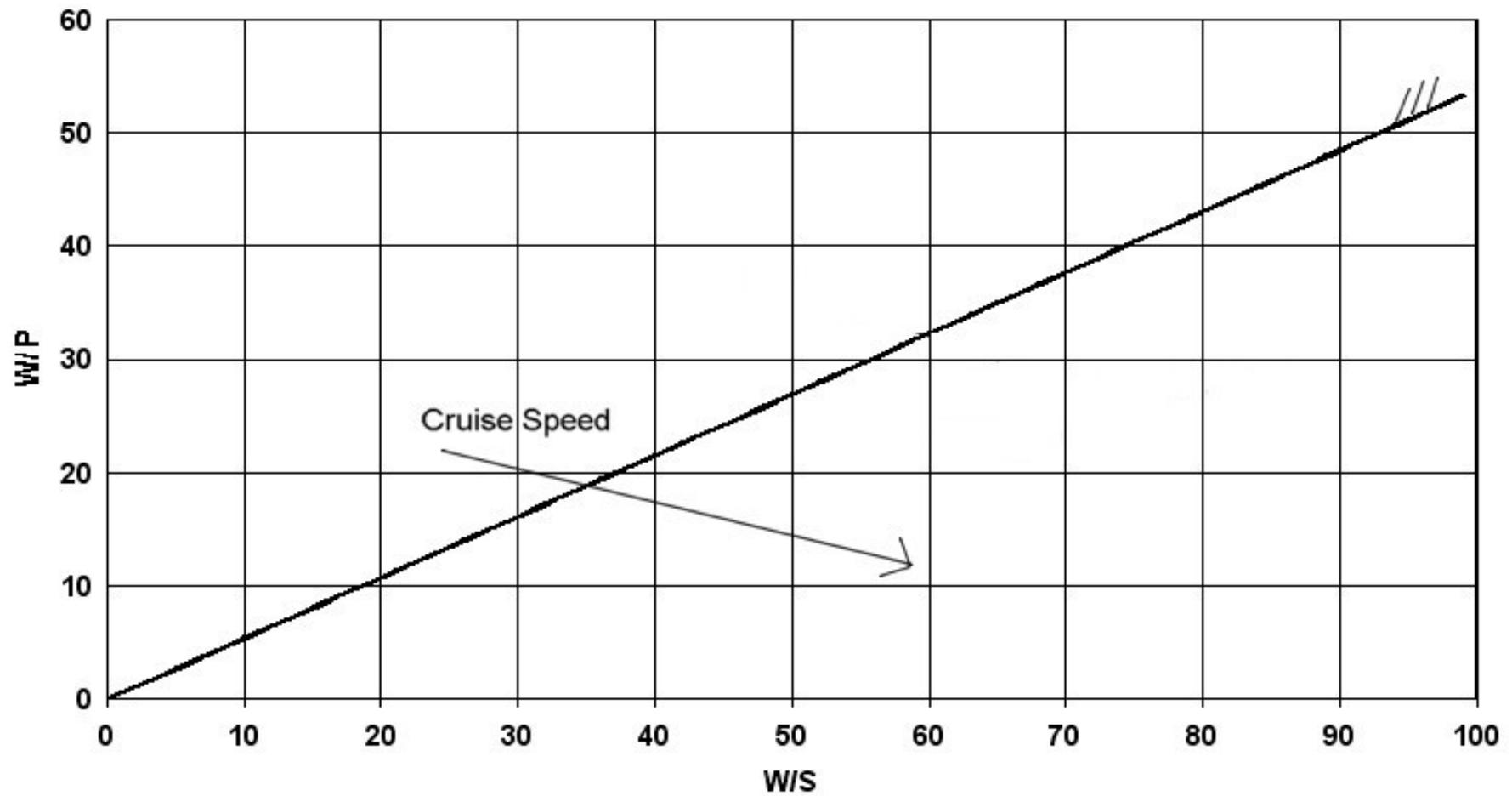


$$\left(\frac{W}{P}\right)_{cr} = \left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \cdot \left(\frac{W_{cr}}{W_{TO}}\right) \cdot \left(\frac{P_{TO}}{P_{cr}}\right)$$



$$I_P = \sqrt[3]{\frac{(W/S)_{cr}}{\sigma_{cr} \cdot (W/P)_{cr}}}$$

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica



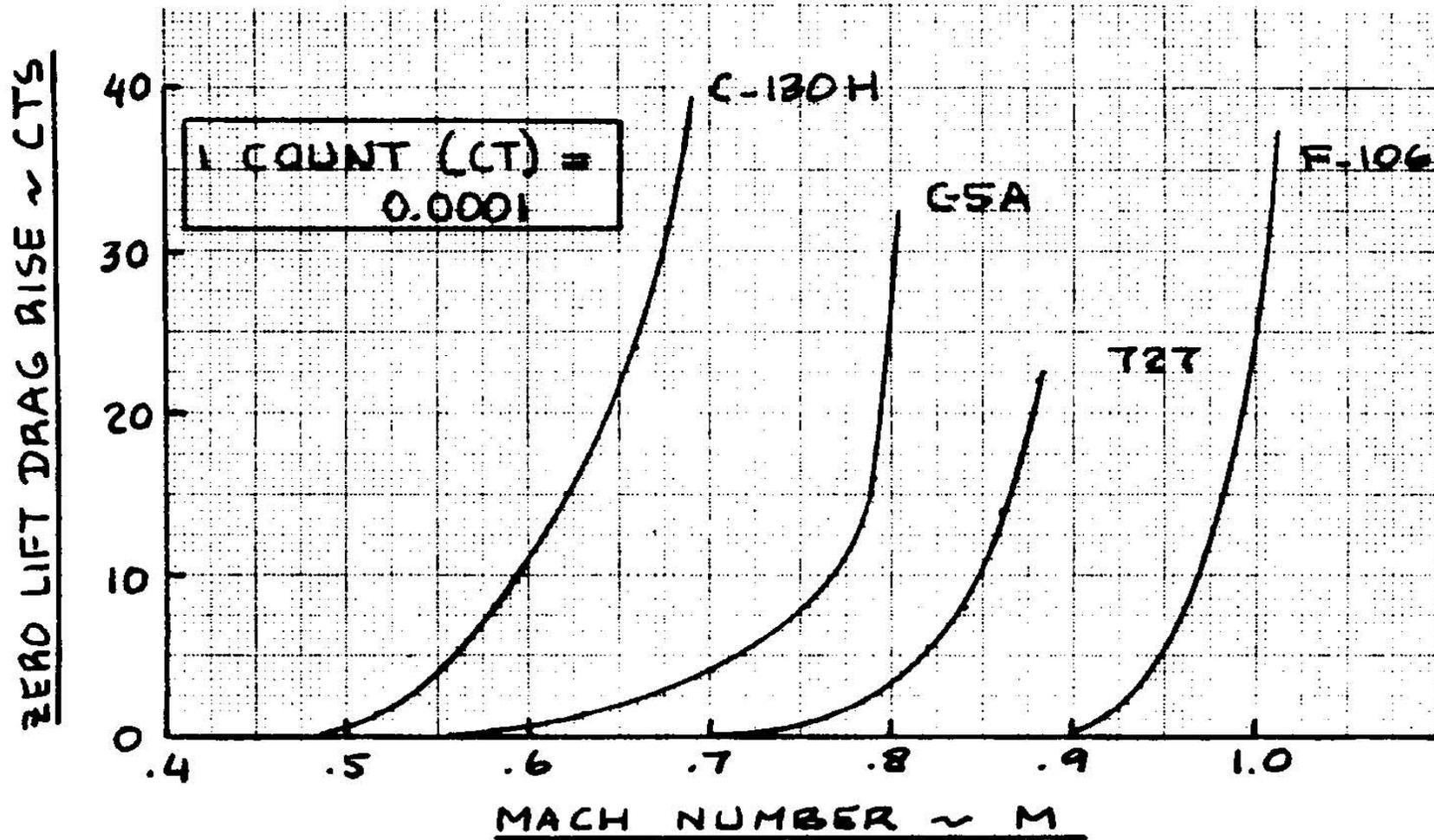
VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli a getto

$$\begin{cases} W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L \\ T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D \\ C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \end{cases}$$



$$\left(\frac{T}{W} \right)_{cond} = C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W} \right)_{cond} + \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \cdot \left(\frac{W}{S} \right)_{cond}$$

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli a getto



VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli a getto

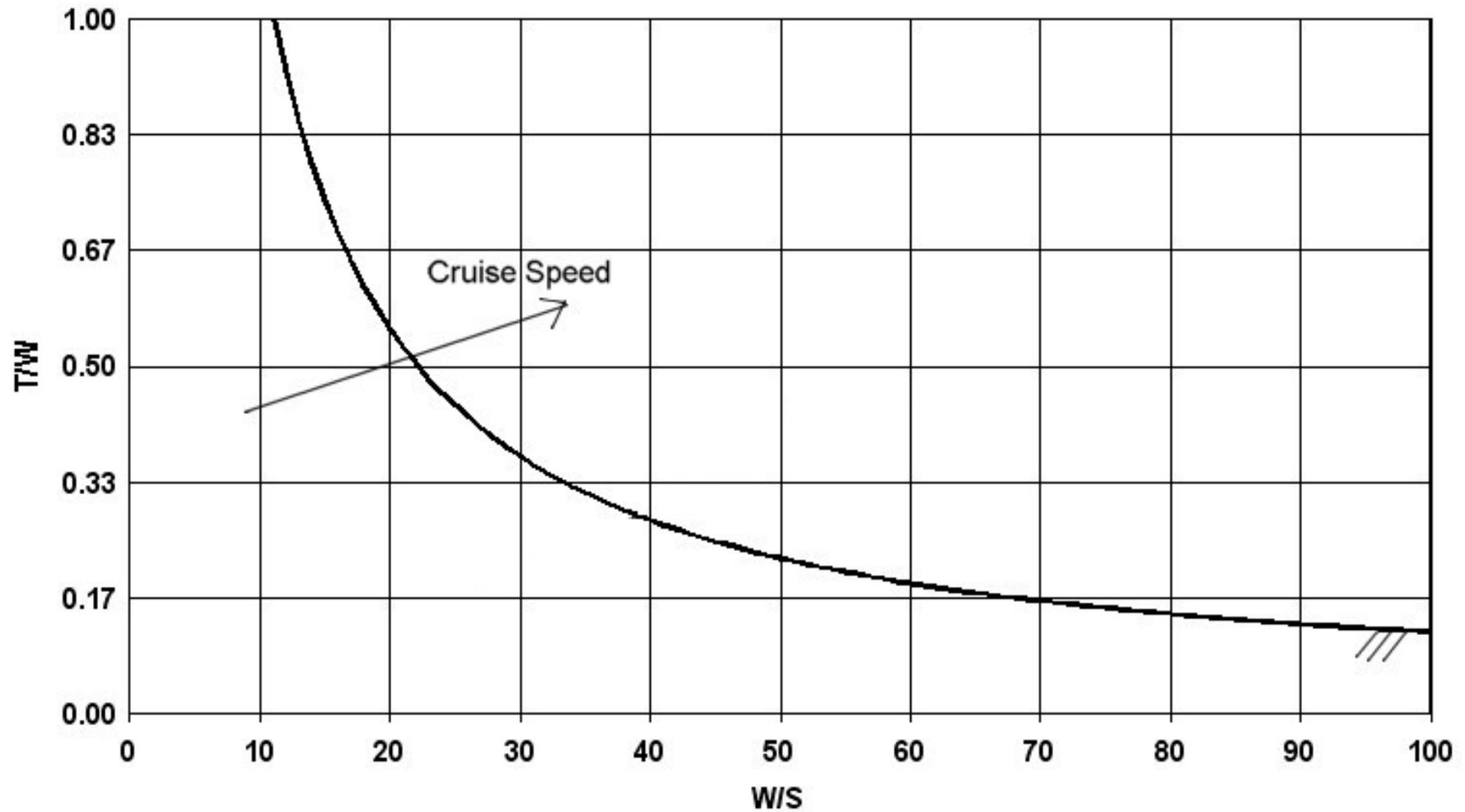
$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cond} = C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W}\right)_{cond} + \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{cond}$$

Serve una relazione nel piano $(T/W)_{TO} - (W/S)_{TO}$

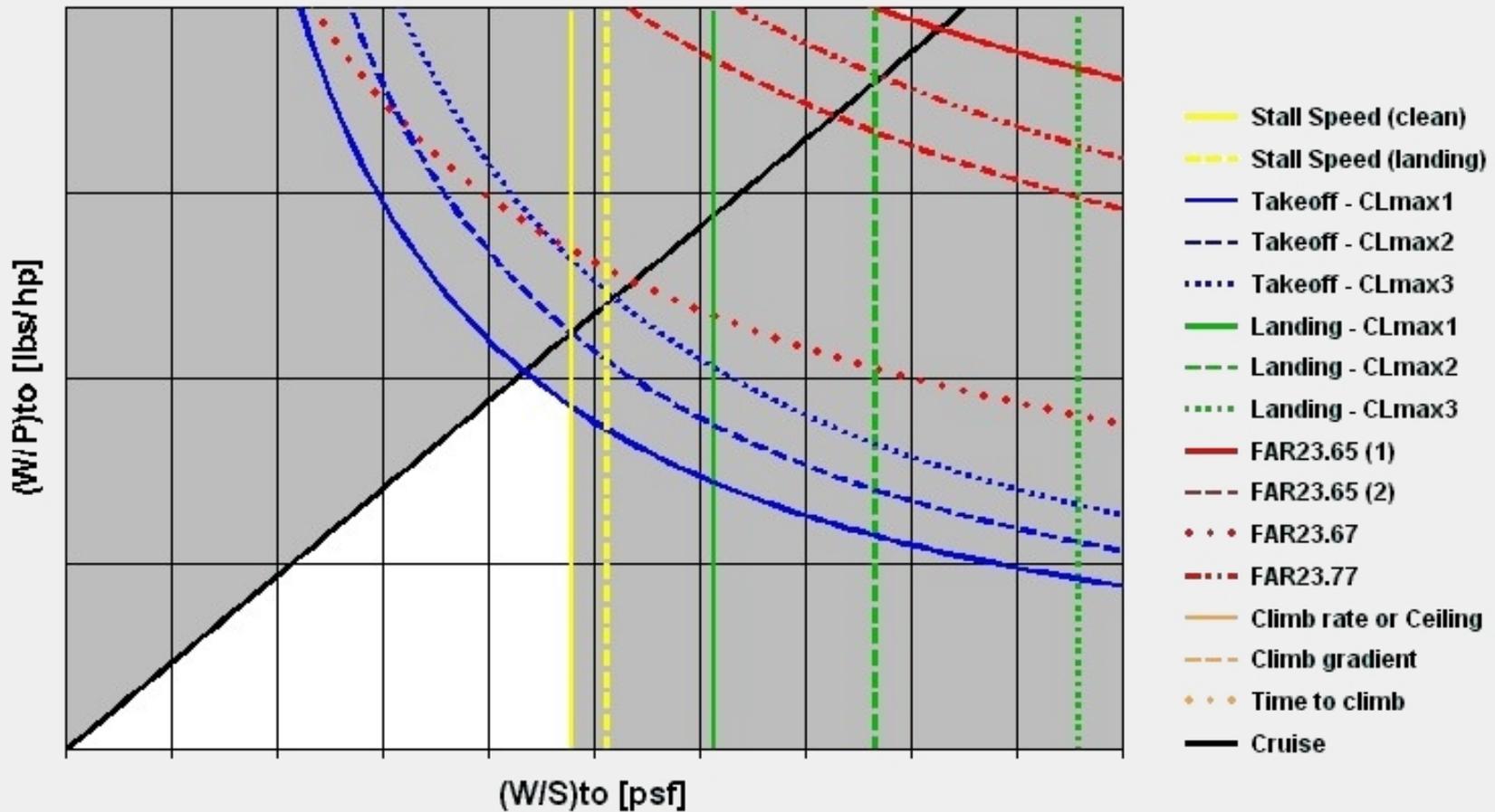


$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W_{TO}}\right) \cdot \left(\frac{W_{TO}}{W_{cond}}\right) + \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \cdot \left(\frac{W_{TO}}{S}\right) \cdot \left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}}\right) \right] \cdot \left(\frac{T_{TO}}{T_{cond}}\right) \cdot \left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}}\right)$$

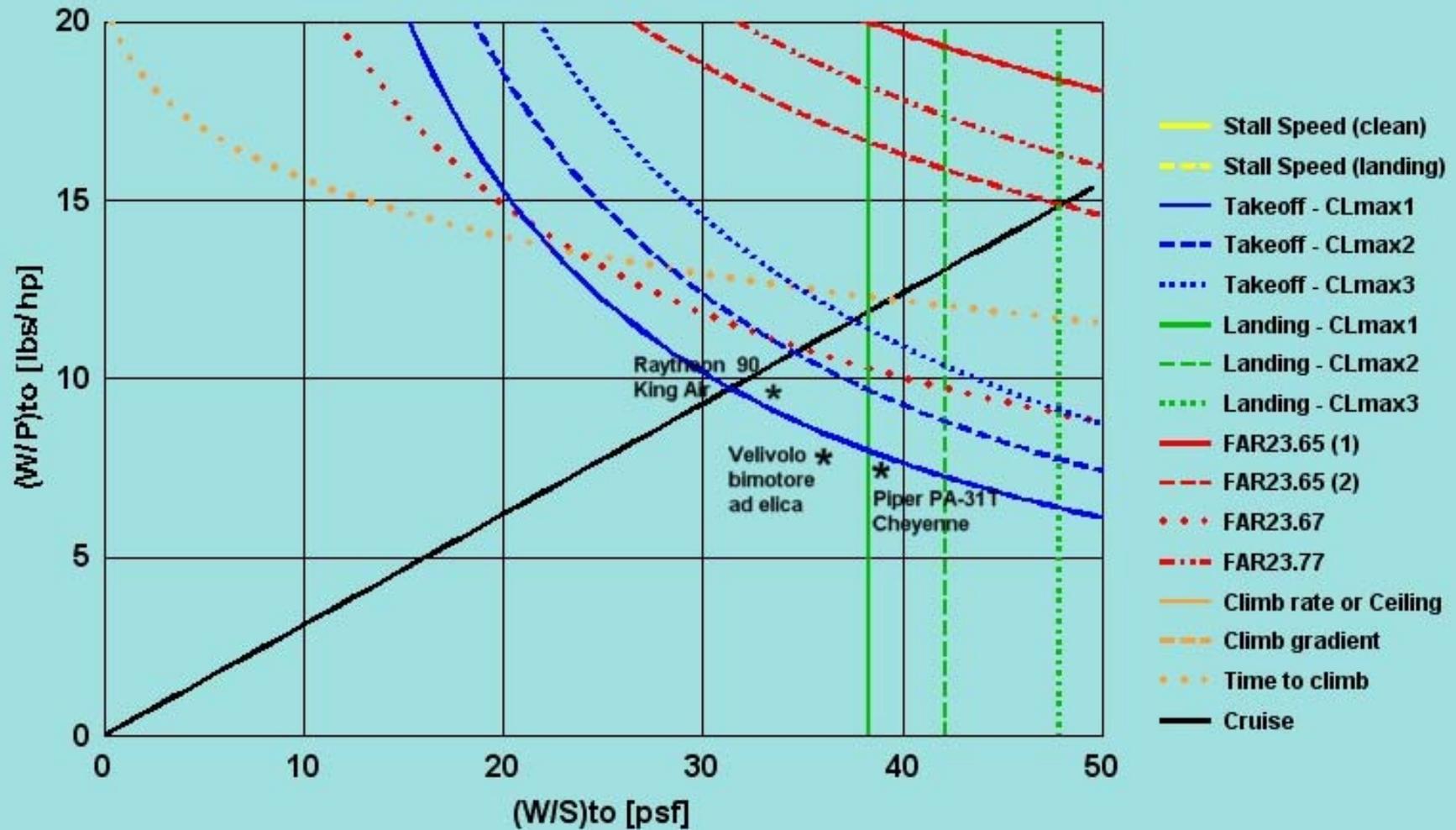
VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica



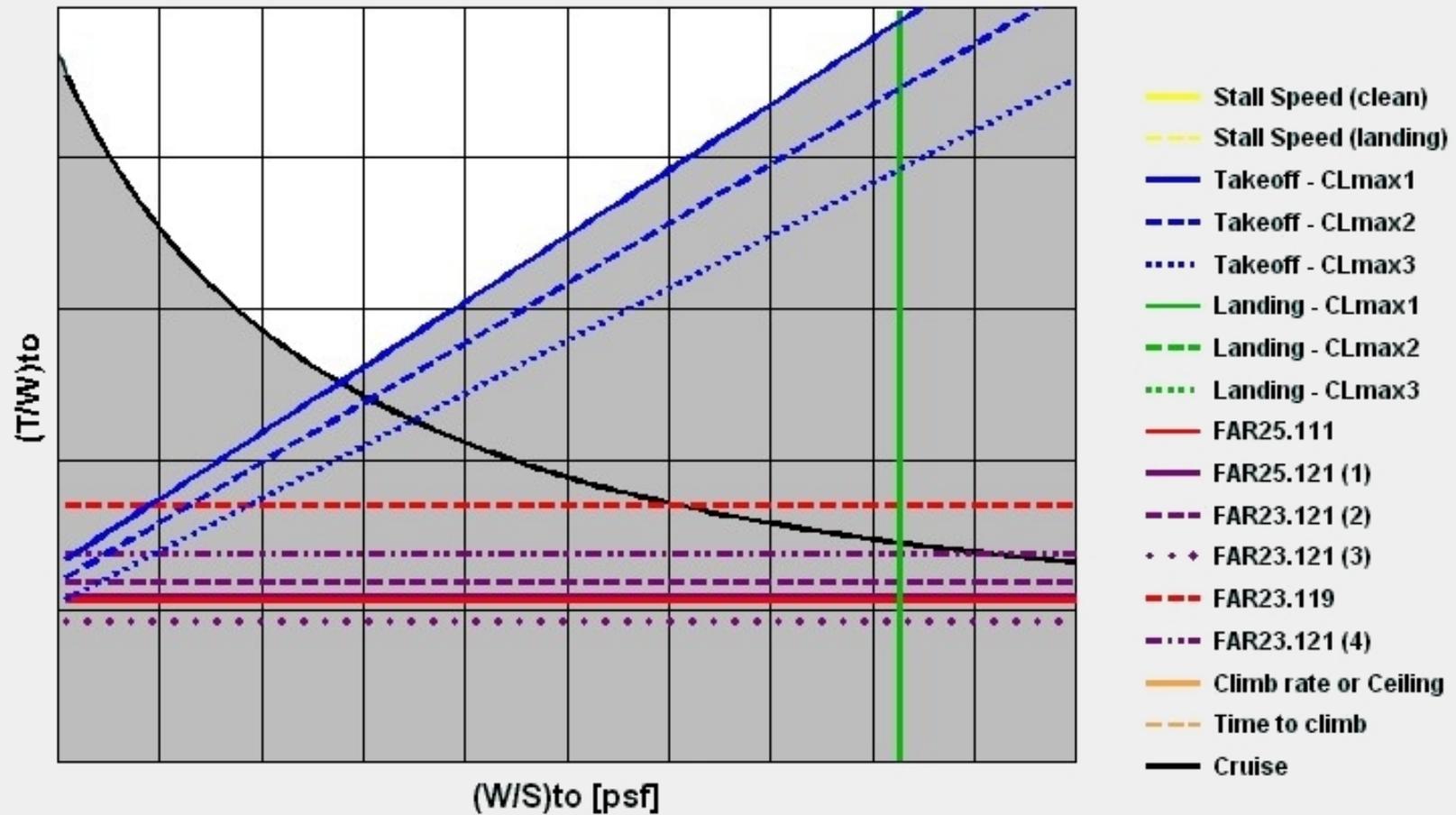
RICERCA DEL PUNTO DI PROGETTO – velivoli ad elica



RICERCA DEL PUNTO DI PROGETTO – velivoli ad elica



RICERCA DEL PUNTO DI PROGETTO – velivoli a getto



RICERCA DEL PUNTO DI PROGETTO – velivoli a getto

