

Corso di PROGETTO GENERALE DEI VELIVOLI

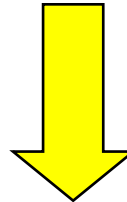
Determinazione del punto di progetto

Fabrizio Nicolosi

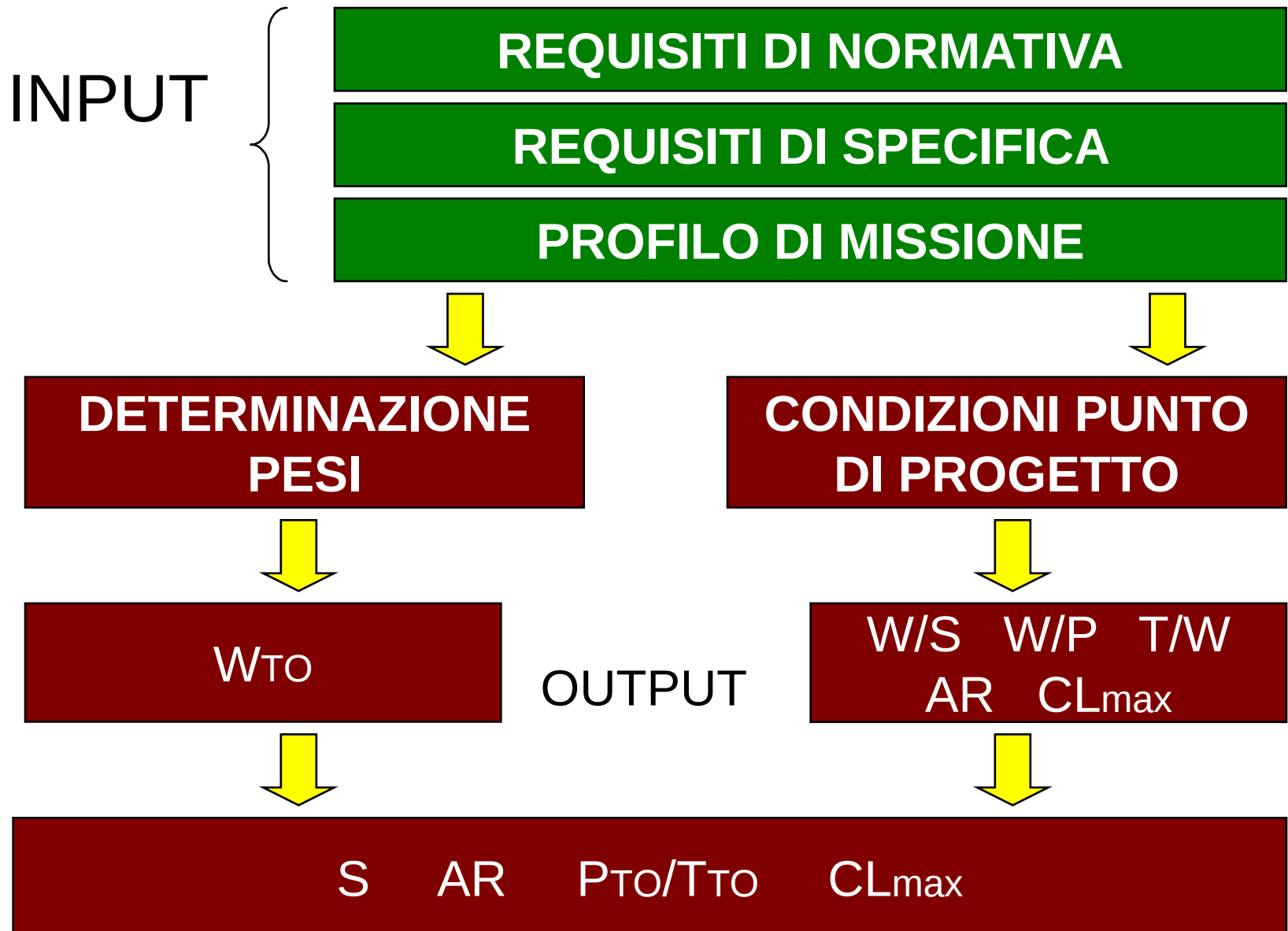
Passo n°2

STIMA PRELIMINARE DEI PESI

Passo n°3



RICERCA DEL PUNTO DI PROGETTO



PERFORMANCE REQUIREMENTS (Federal Aviation Regulation - FAR)

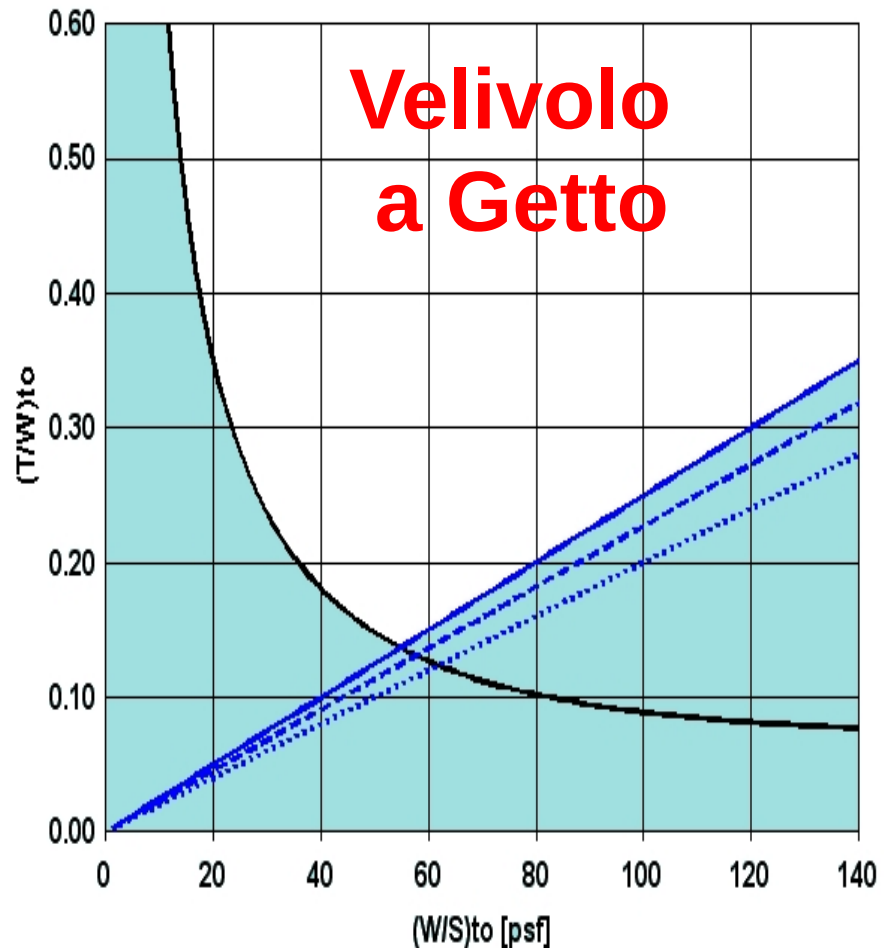
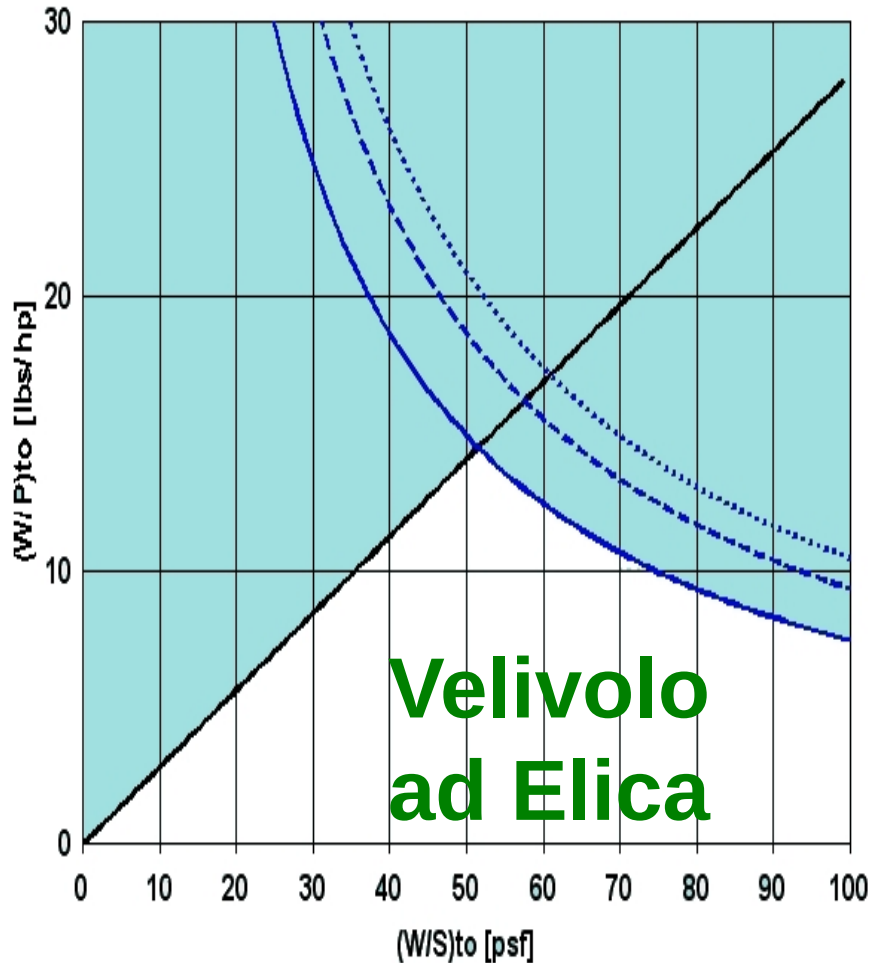
	FAR 23	SFAR 23	FAR 25
Max Peso Dec Wto	≤ 12500 lbs	≤ 12500 lbs	Nessun limite
Num. di Passeggeri	Fino a 10	Più di 10	Nessun limite
Decollo			
Segmento 1	Va calcolata	V ₁ almeno 1.1V _{S1} o 1.1 V _{MC}	accel a V ₁
Segmento 2	Non applicabile	Mantenersi a V ₁	V ₂ a 400 ft ; gradiente almeno 2.4%
Segmento 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.)

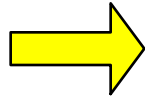
$$V_{so} = \sqrt{\frac{2}{\rho_{sl}}} \sqrt{\frac{W}{S}} \sqrt{\frac{1}{C_{L_{max}}}}$$

		V _{so}
FAR 23	Monomotori e Bimotori con Wto < 2700 kg (6000 lbs)	61 Kts (113 Km/h)
JAR - VLA	Monomotori , 2 posti, max Wto 750 Kg	45 Kts (83.5 Km/h)
Ultra Light Regul.	Monomot 2 posti max Wto 450 Kg	35 Kts (65 Km/h)

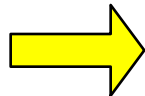
REQUISITO > CONDIZIONE > RESTRIZIONE



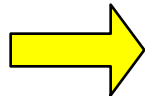
REQUISITI



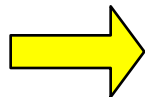
Velocità di stallo



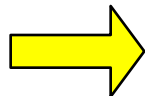
Lunghezza di decollo



Lunghezza di atterraggio



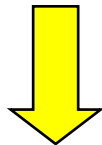
Prestazioni di salita



Velocità di crociera o massima

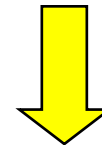
CONDIZIONI

ELICA



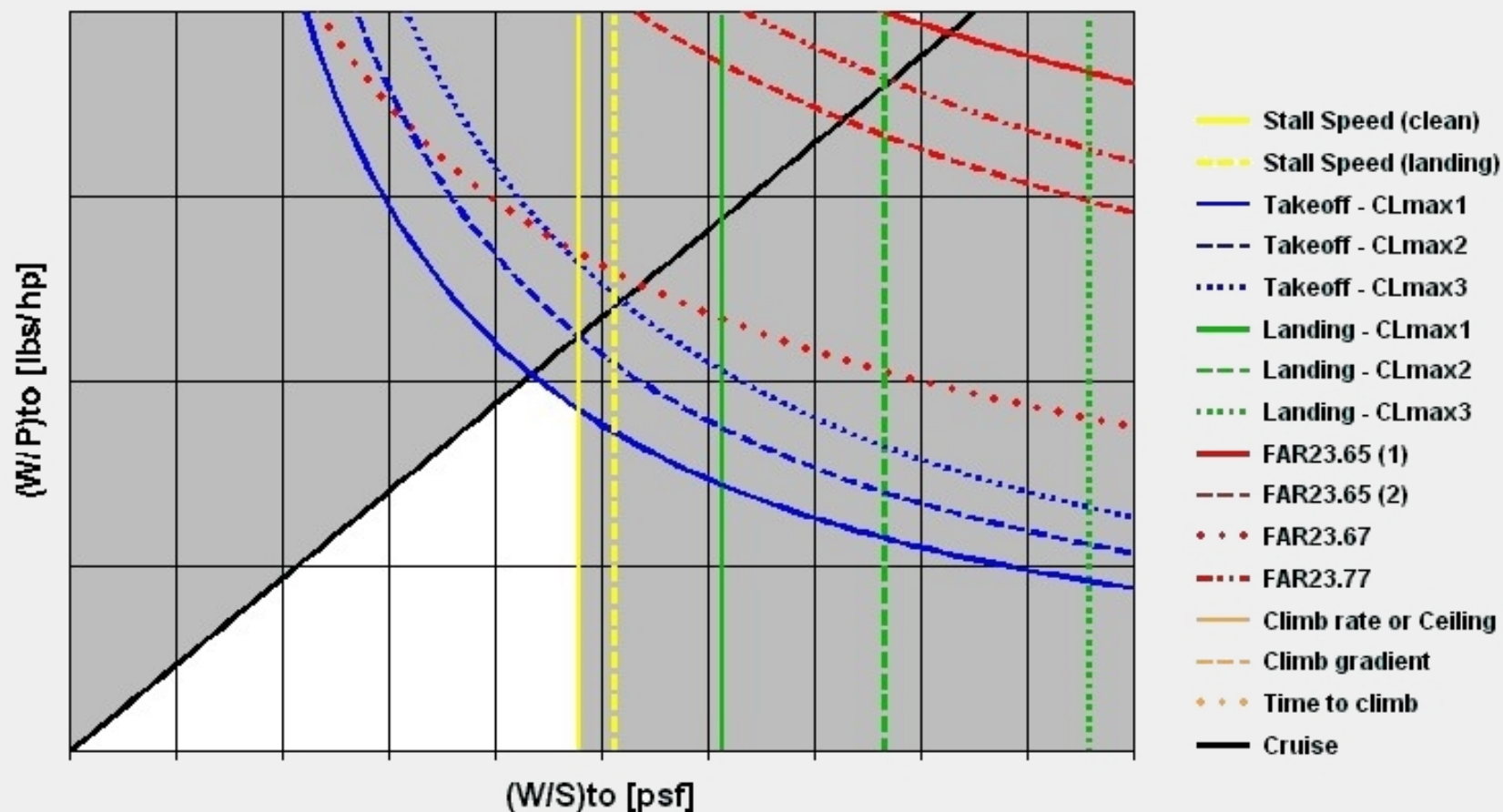
$$\left(\frac{W_{TO}}{P_{TO}} \right) = f \left(\frac{W_{TO}}{S_{wing}} \right)$$

GETTO

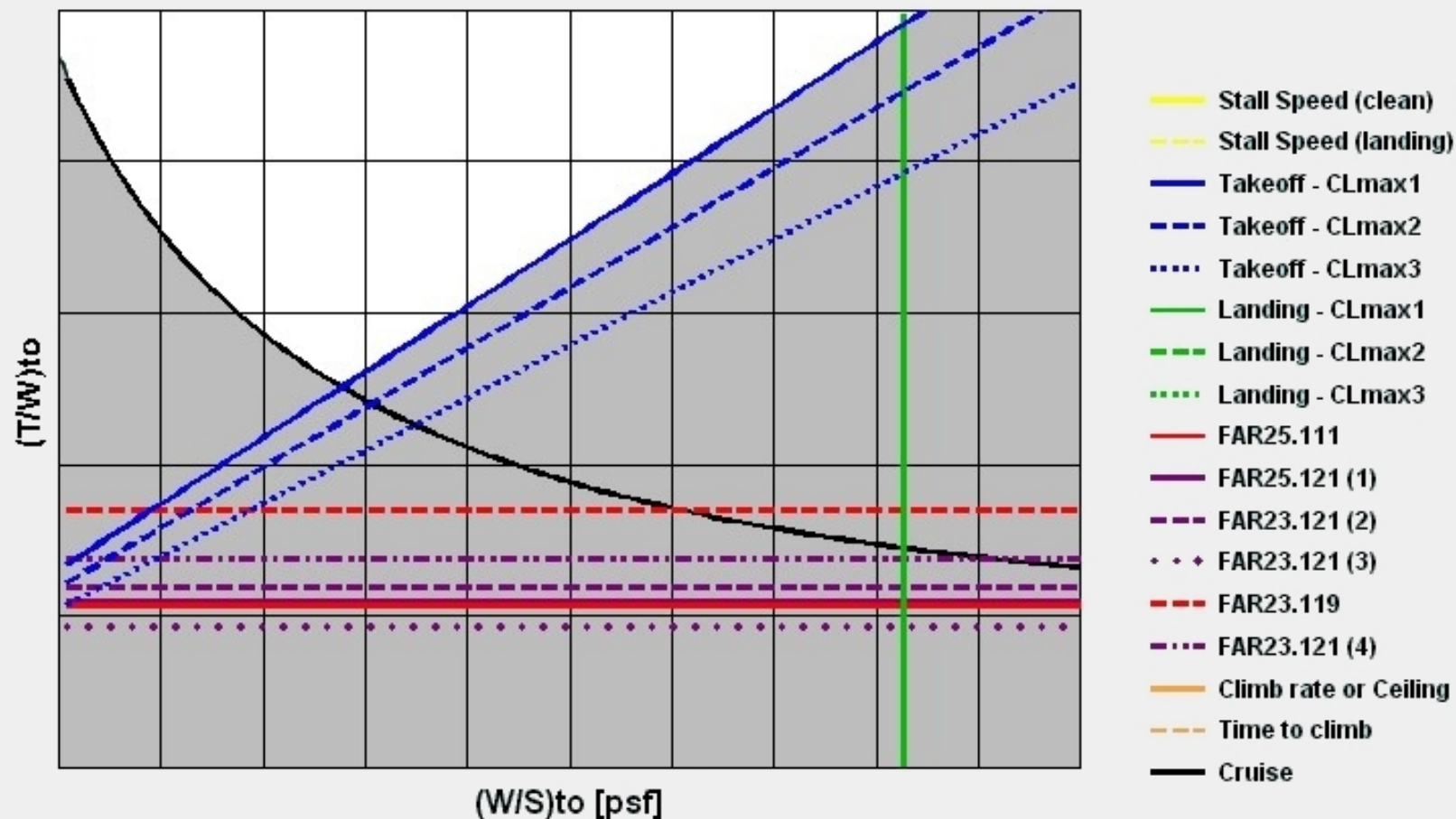


$$\left(\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \right) = f \left(\frac{W_{TO}}{S_{wing}} \right)$$

VELIVOLI AD ELICA



VELIVOLI A GETTO

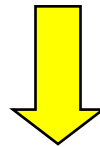


STUDIO DEI REQUISITI E DELLE CONDIZIONI

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 – FAR25

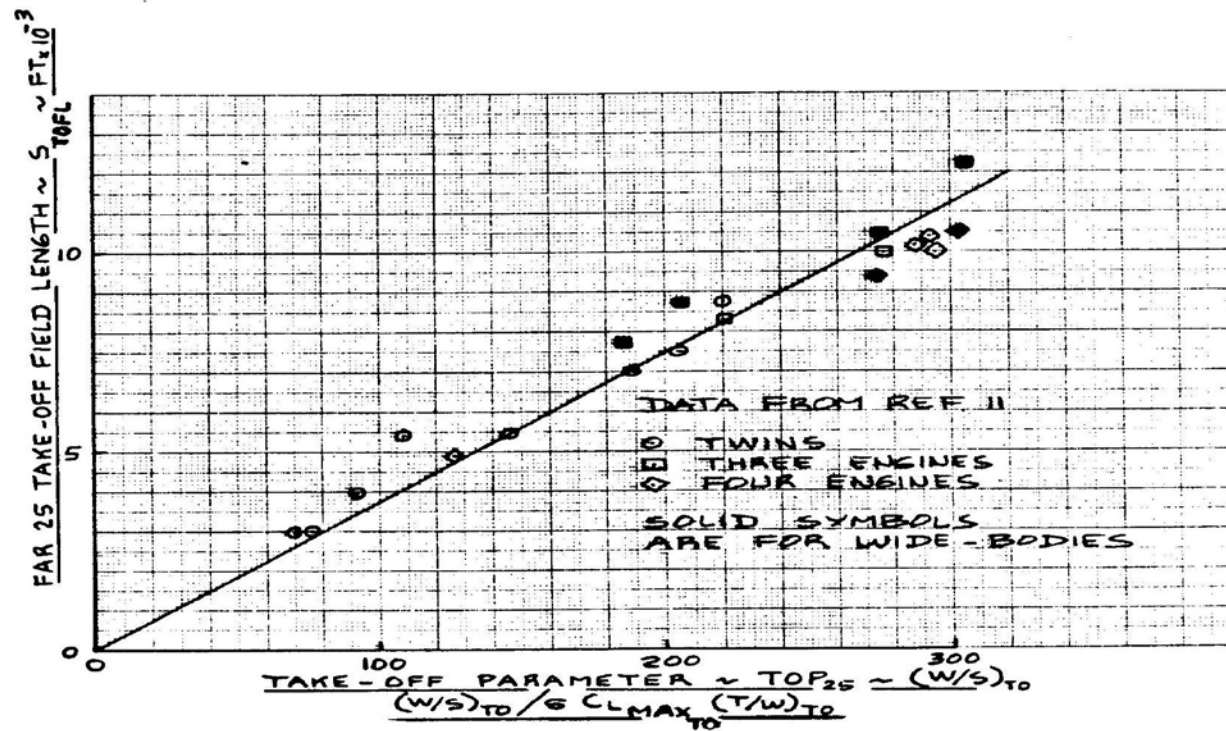
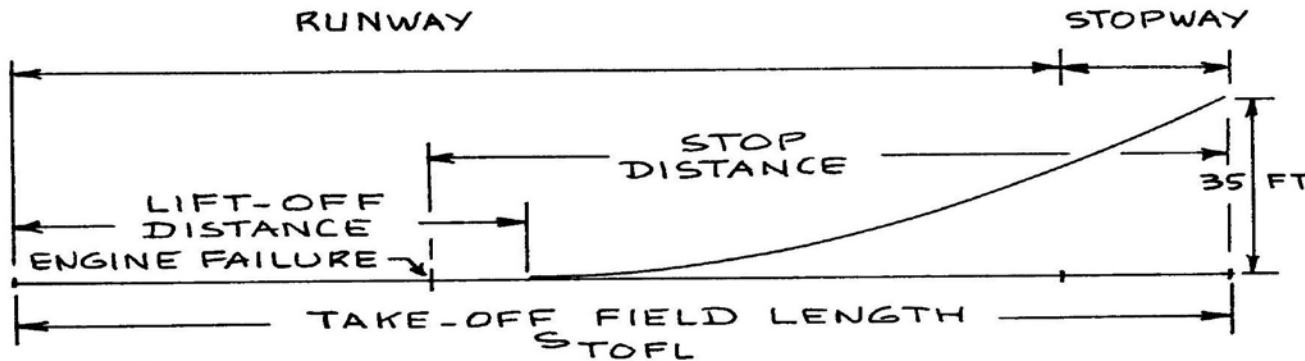
$$S_{ground} = \frac{\left(\frac{V_{LOFF}}{V_{STO}} \right)^2 \cdot \left(\frac{W}{S} \right)}{g \cdot \rho \cdot C_{L_{maxTO}} \cdot \left[\frac{T}{W} \right]_{V=0.7V_{LOFF}}}$$

Meccanica del Volo

Parametro statistico

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

DISTANZA DI DECOLLO – FAR25



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

DISTANZA DI DECOLLO – FAR25

Relazione statistica

$$S_{TO} \text{ Field Length} = 37.5 \cdot TOP_{25}$$

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

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

Si assegna

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

DISTANZA DI DECOLLO – FAR25

$C_{L_{\max - TO}}$

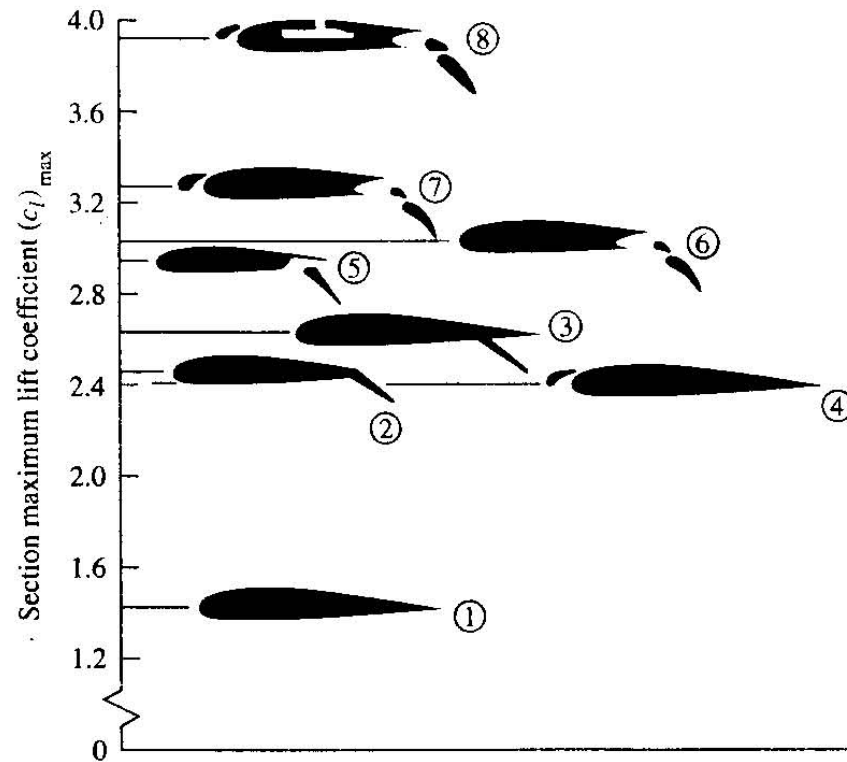
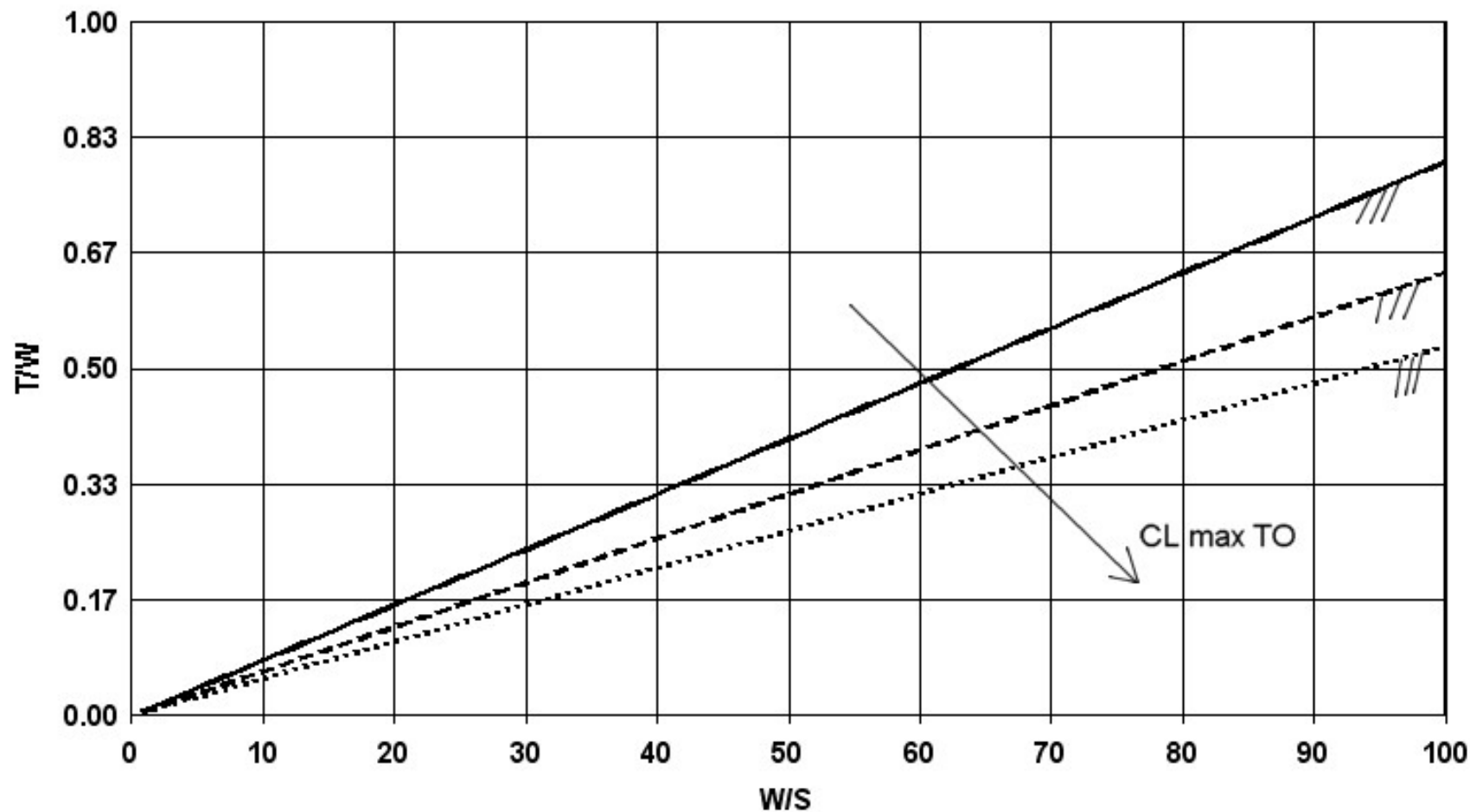


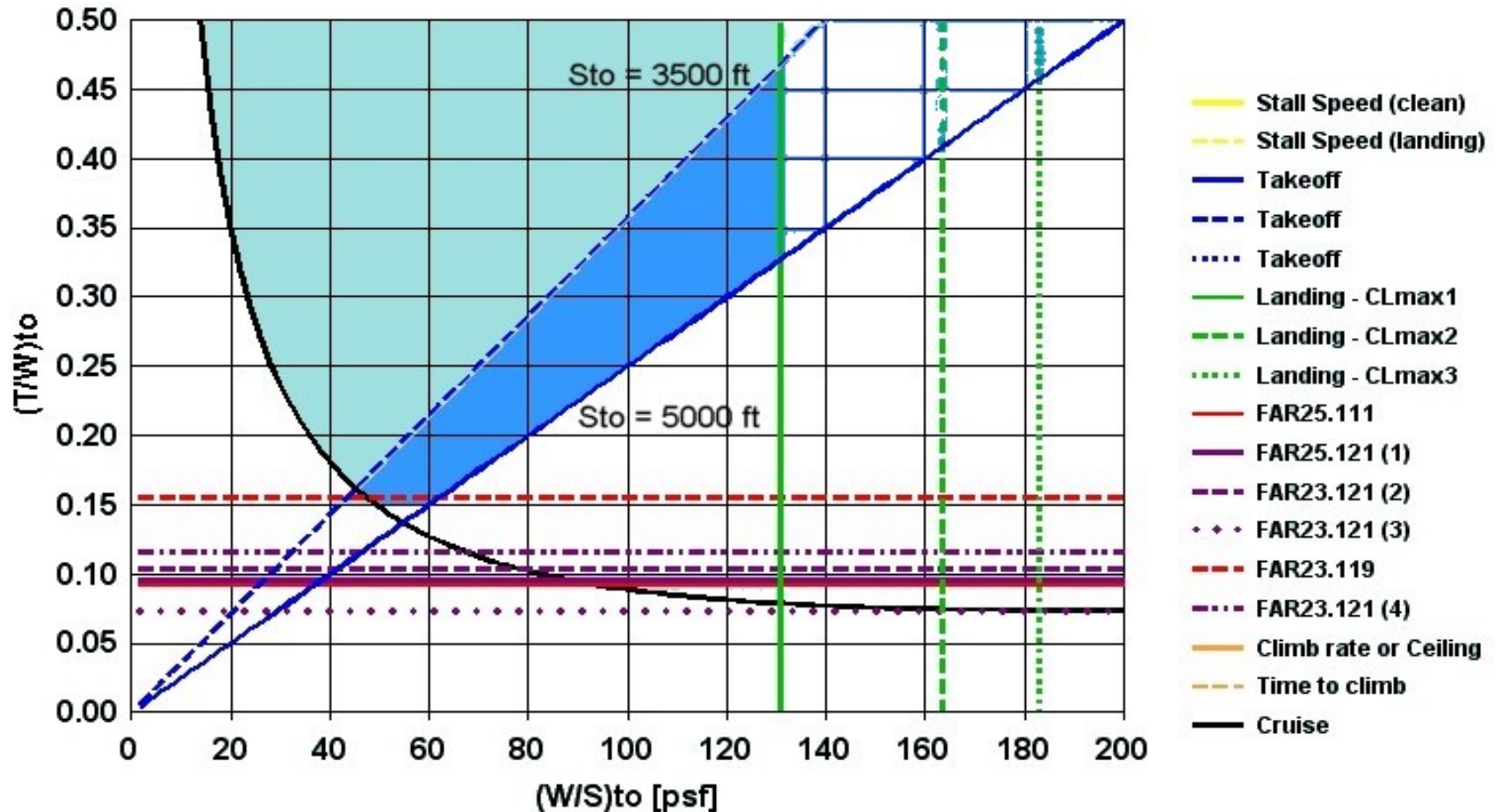
Figure 5.28

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



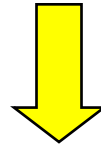
DISTANZA DI DECOLLO – FAR25



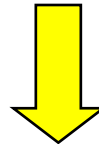
DISTANZA DI ATTERRAGGIO

Equilibrio delle forze
nella direzione
orizzontale

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



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



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

DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR25

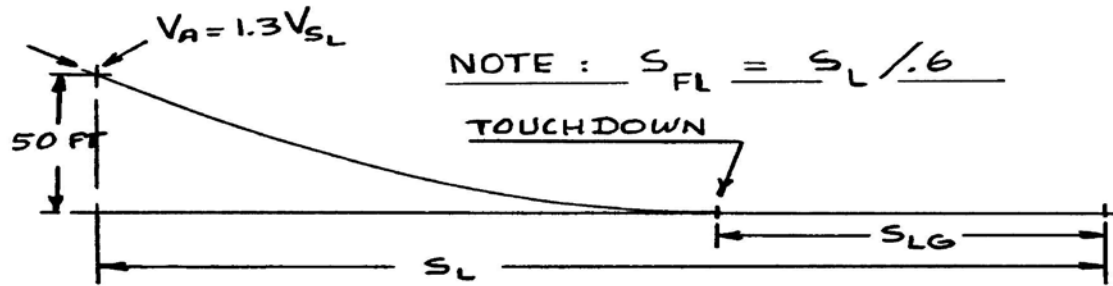
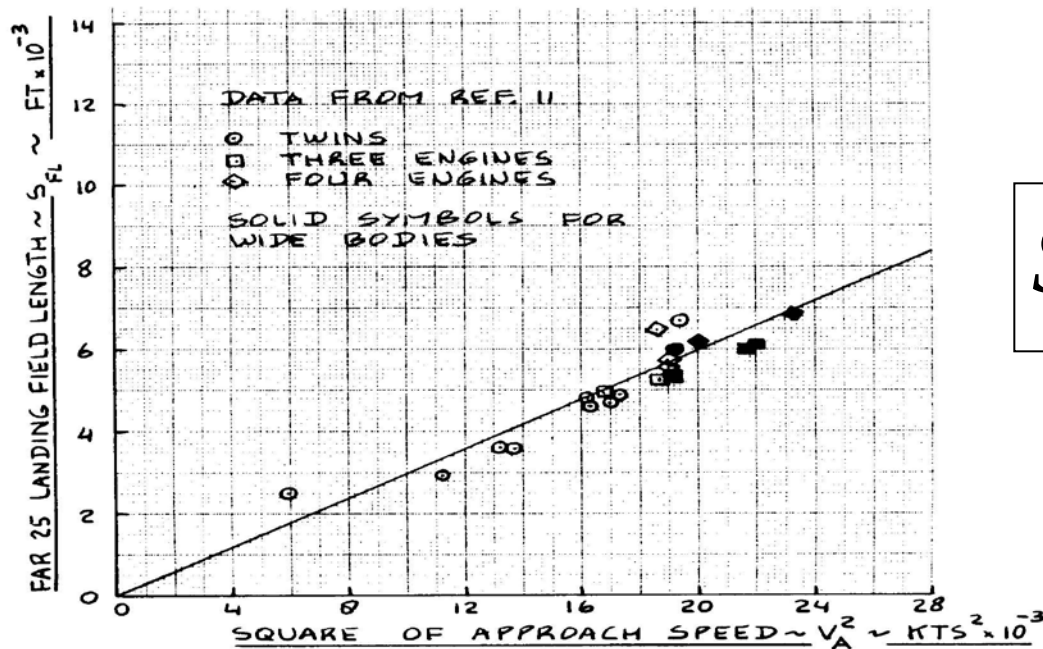


Figure 3.16 Definition of FAR 25 Landing Distances



$$S_{L \text{ Field Length}} = 0.3 \cdot V_A^2$$

ft

fts²

DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR25

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

$$\longrightarrow S_{L \text{ Field Length}} \longrightarrow V_A \longrightarrow V_{SL} = \frac{1}{1.3} \cdot V_A$$

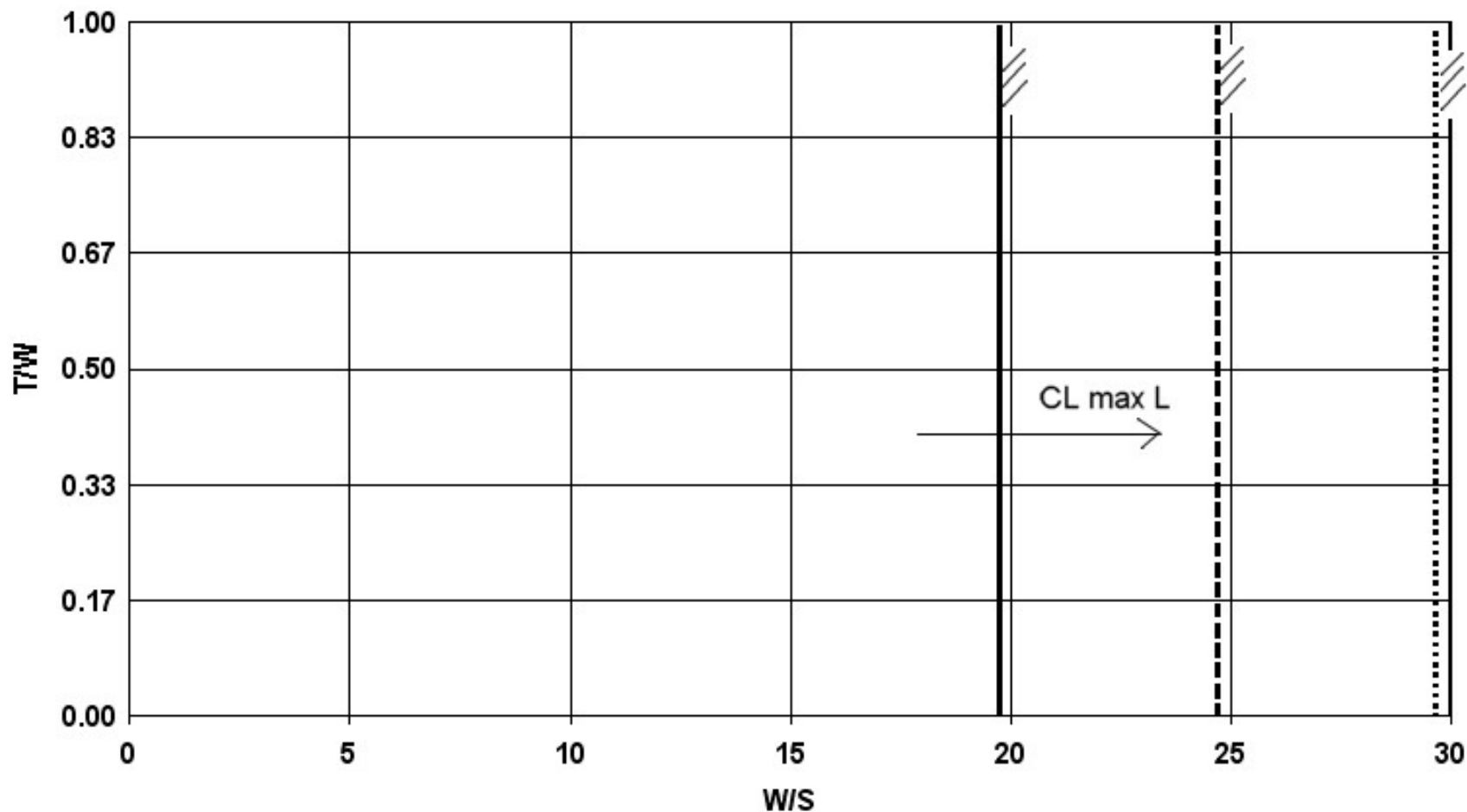
$$\longrightarrow S_L \longrightarrow S_{L \text{ Field Length}} \longrightarrow V_A \longrightarrow V_{SL} = \frac{1}{1.3} \cdot V_A$$

$$S_{L \text{ Field Length}} = \frac{S_L}{0.6}$$

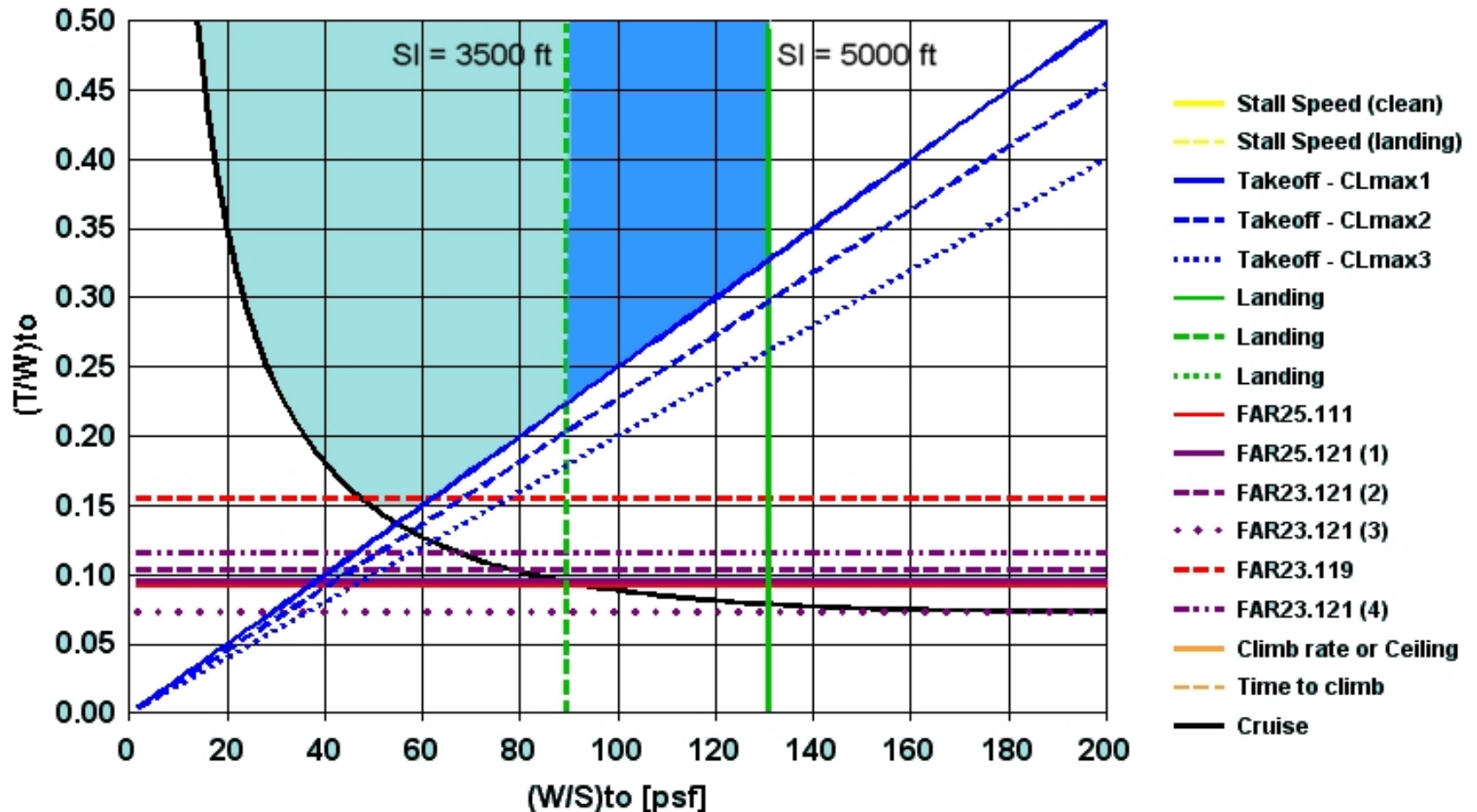
$$\left(\frac{W}{S}\right)_L = 0.85 \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$$

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

DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR25

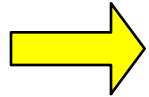


DISTANZA DI ATTERRAGGIO – FAR25

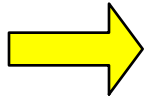


Airplane Type	$C_{L_{max}}$	$C_{L_{max_{TO}}}$	$C_{L_{max_L}}$
1. Homebuilts	1.2 - 1.8	1.2 - 1.8	1.2 - 2.0*
2. Single Engine Propeller Driven	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.6 - 2.3
3. Twin Engine Propeller Driven	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.5
4. Agricultural	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9
5. Business Jets	1.4 - 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

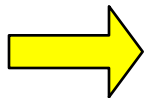
SALITA



**DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI
AERODINAMICHE**



REQUISITI DI NORMATIVA

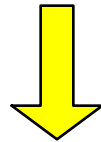


REQUISITI DI SPECIFICA

SALITA

CONDIZIONI

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



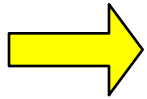
$$\begin{cases} CGR = \gamma \cong \sin \gamma = \frac{T - D}{W} \\ RC = V \cdot \sin \gamma = \frac{TV - DV}{W} \end{cases}$$



Climb Gradient

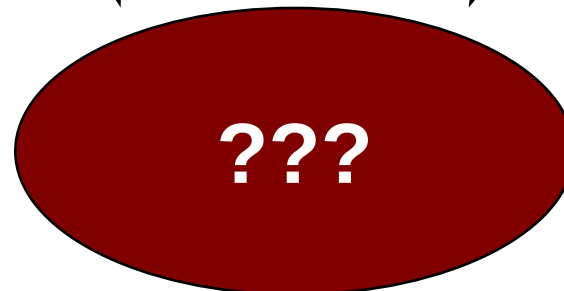
Climb Rate

SALITA

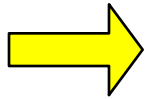


DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

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



SALITA



DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

C_{D0} →

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

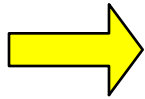


$$C_{D \text{ parassita}} \ll C_{D \text{ indotto}}$$



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

SALITA



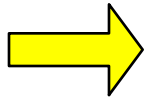
DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

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

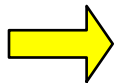
VELIVOLO	N° passeggeri	Wto [lb]	Wto/S [psf]	S [ft^2]	AR
Airbus A300-600	280	366000	131	2799	7.73
Airbus A320-200	150	162000	123	1320	9.48
Airbus A340-600	372	805000	171	4704	9.29
Airbus A350	315	540000	139	3892	10.3
Airbus A380	555	1234600	136	9100	7.54
Boeing B737-800	160	174200	130	1344	9.41
Boeing 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

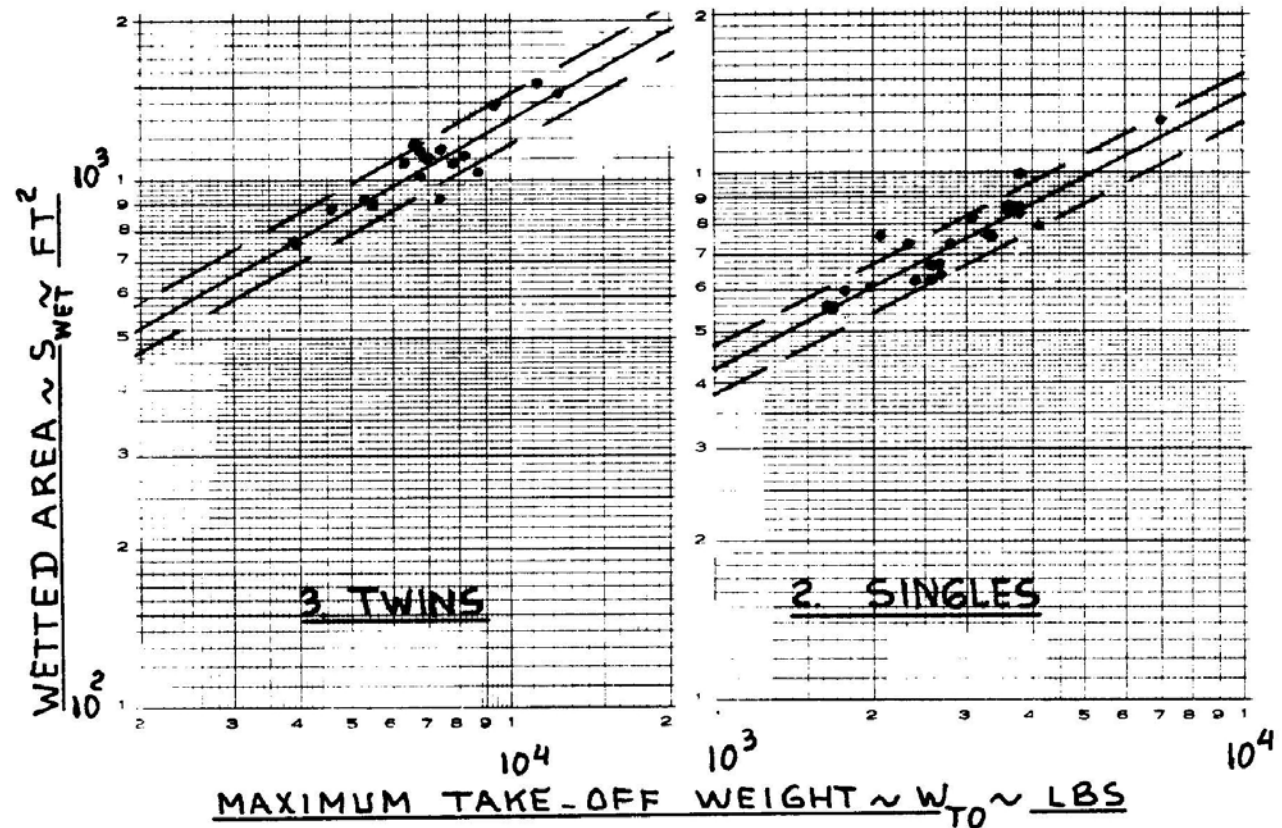
DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

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

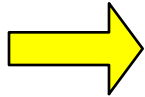
Stima
Dei
Pesi

 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}

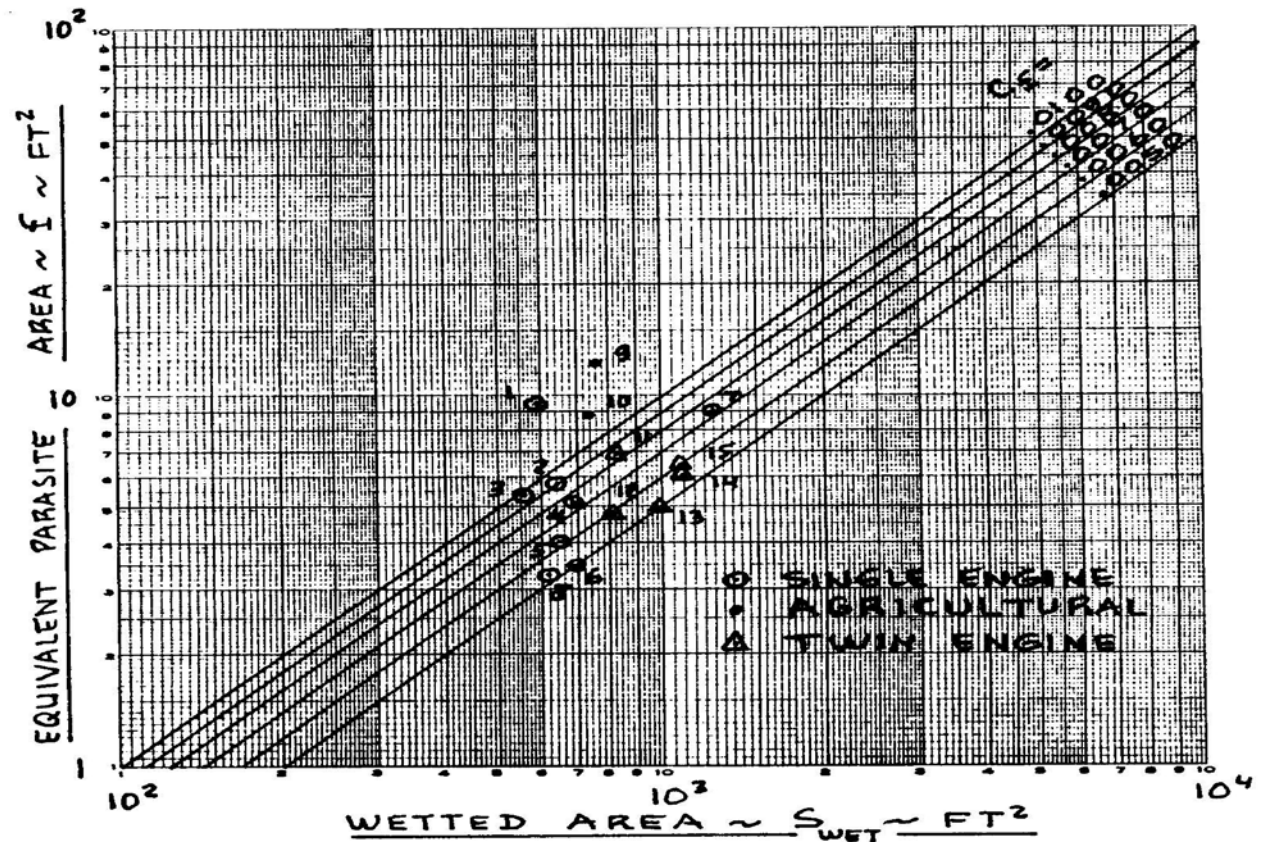
Airplane Type	c	d
1. Homebuilts	1.2362	0.4319
2. Single Engine Propeller Driven	1.0892	0.5147
3. Twin Engine Propeller Driven	0.8635	0.5632
4. Agricultural	1.0447	0.5326
5. Business Jets	0.2263	0.6977
6. Regional Turboprops	-0.0866	0.8099
7. Transport Jets	0.0199	0.7531
8. Military Trainers*	0.8565	0.5423
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

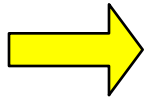
DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

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

 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

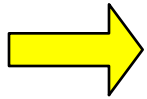
Equivalent Skin Friction
Coefficient, c_f

a

b

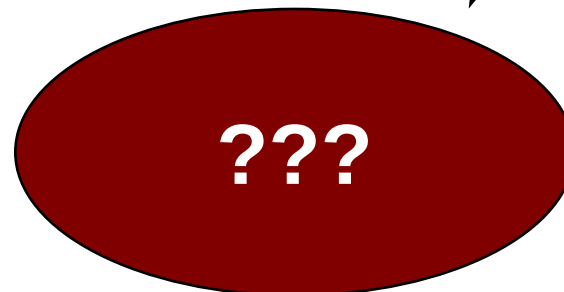
0.0090	-2.0458	1.0000
0.0080	-2.0969	1.0000
0.0070	-2.1549	1.0000
0.0060	-2.2218	1.0000
0.0050	-2.3010	1.0000
0.0040	-2.3979	1.0000
0.0030	-2.5229	1.0000
0.0020	-2.6990	1.0000

SALITA

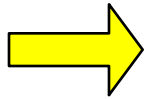


DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

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



SALITA



DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

 $AR \longrightarrow$

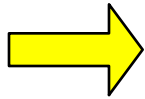
L'allungamento alare, da cui dipende il termine indotto della resistenza aerodinamica, viene assegnato su base statistica (dati velivoli simili).

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

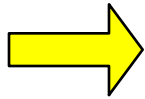
DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI
AERODINAMICHE

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



???

SALITA

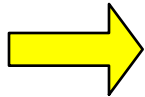


DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

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

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

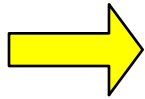
Config. atterraggio con carrello retrato

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

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



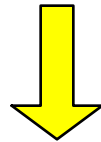
DETERMINAZIONE PRELIMINARE DELLE POLARI AERODINAMICHE

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

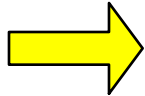
Climb Rate

SALITA

 CONDIZIONI - velivoli a getto

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

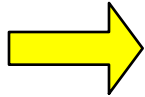
SALITA



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 retrainato
 - 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 retrainato
 - 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 retrainato
 - c. ipersostentatori retratti
 - d. $V = 1.25 \cdot V_S$
 - e. spinta o potenza massima continuativa

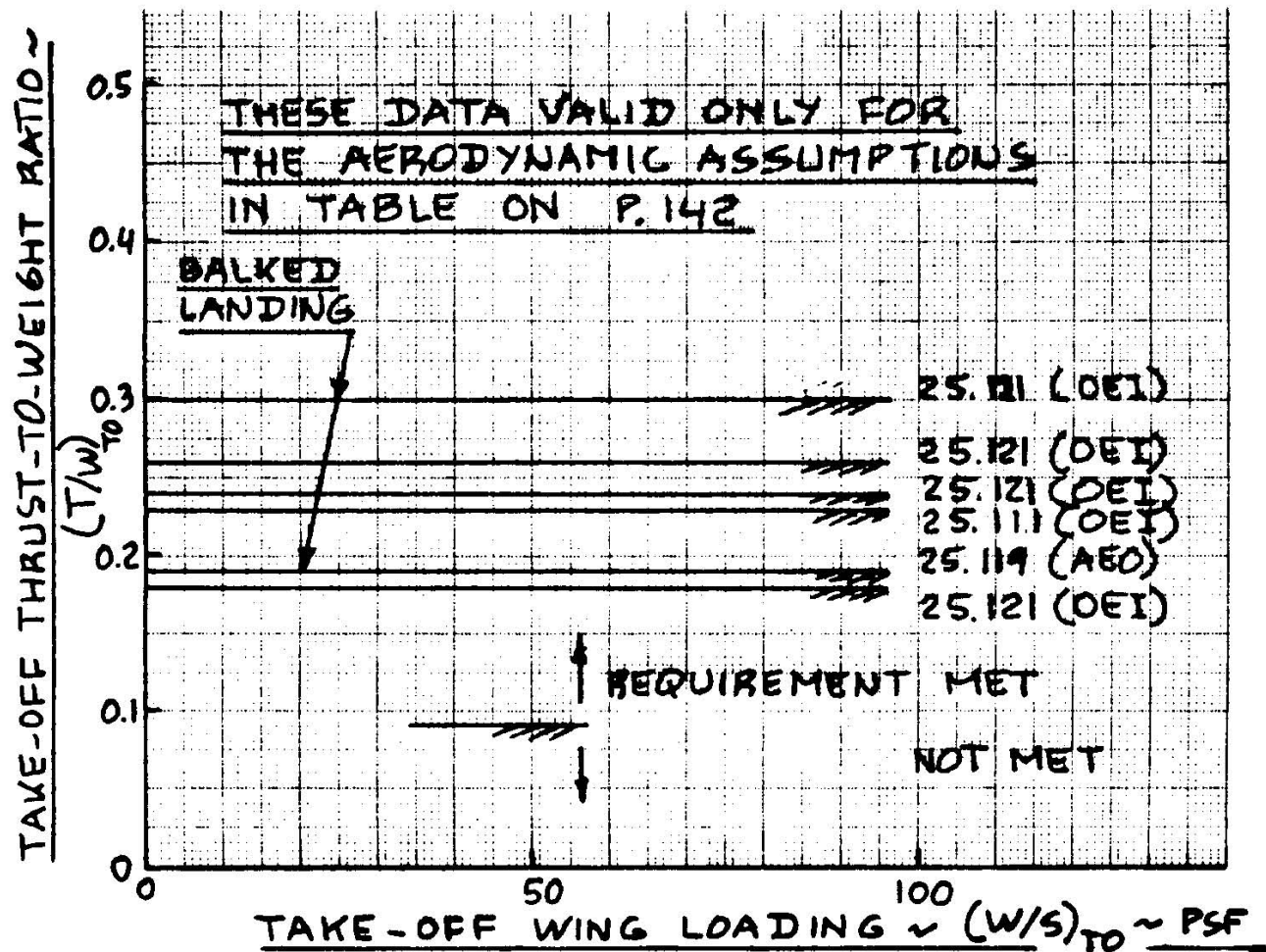
SALITA



REQUISITI DI NORMATIVA – FAR25

5. FAR25.119 – $CGR \geq 0.032$ rad nelle ipotesi di
- a. AEO – tutti i motori sono operativi
 - b. carrello estratto
 - c. ipersostentatori nella posizione di atterraggio
 - d. $V = 1.3 \cdot V_{SL}$
 - e. 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
- a. OEI – motore critico inoperativo
 - b. carrello estratto
 - c. ipersostentatori nella posizione di avvicinamento
 - d. $V = 1.5 \cdot V_A$
 - e. spinta o potenza massima al decollo
 - f. peso massimo all'atterraggio

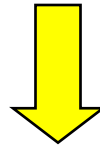
SALITA



VELOCITA' DI CROCIERA

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

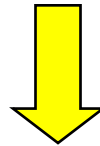


Equilibrio delle forze

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

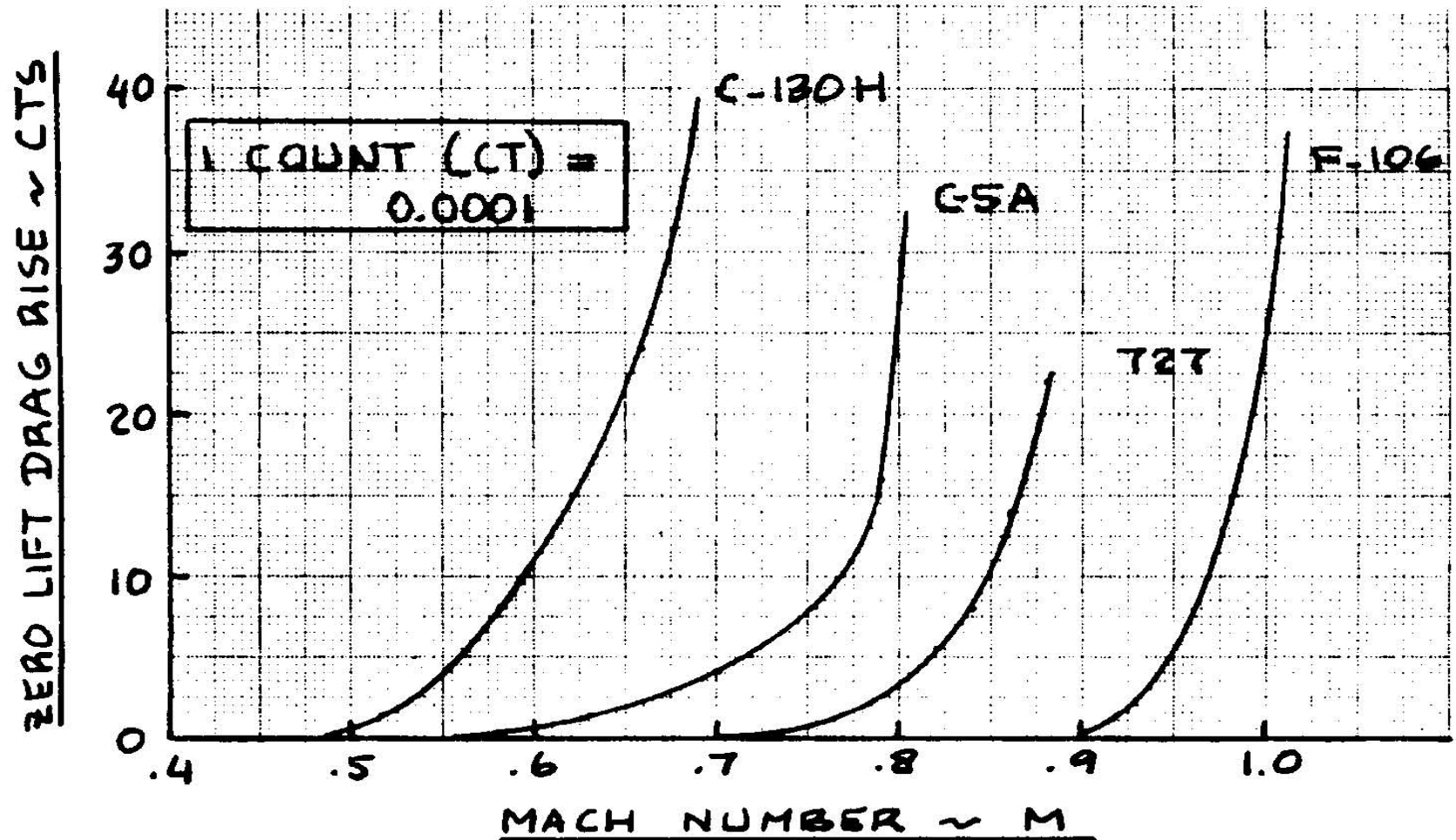
VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli a getto

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



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

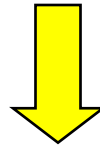
VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli a getto



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 $(T/W)_{TO} - (W/S)_{TO}$

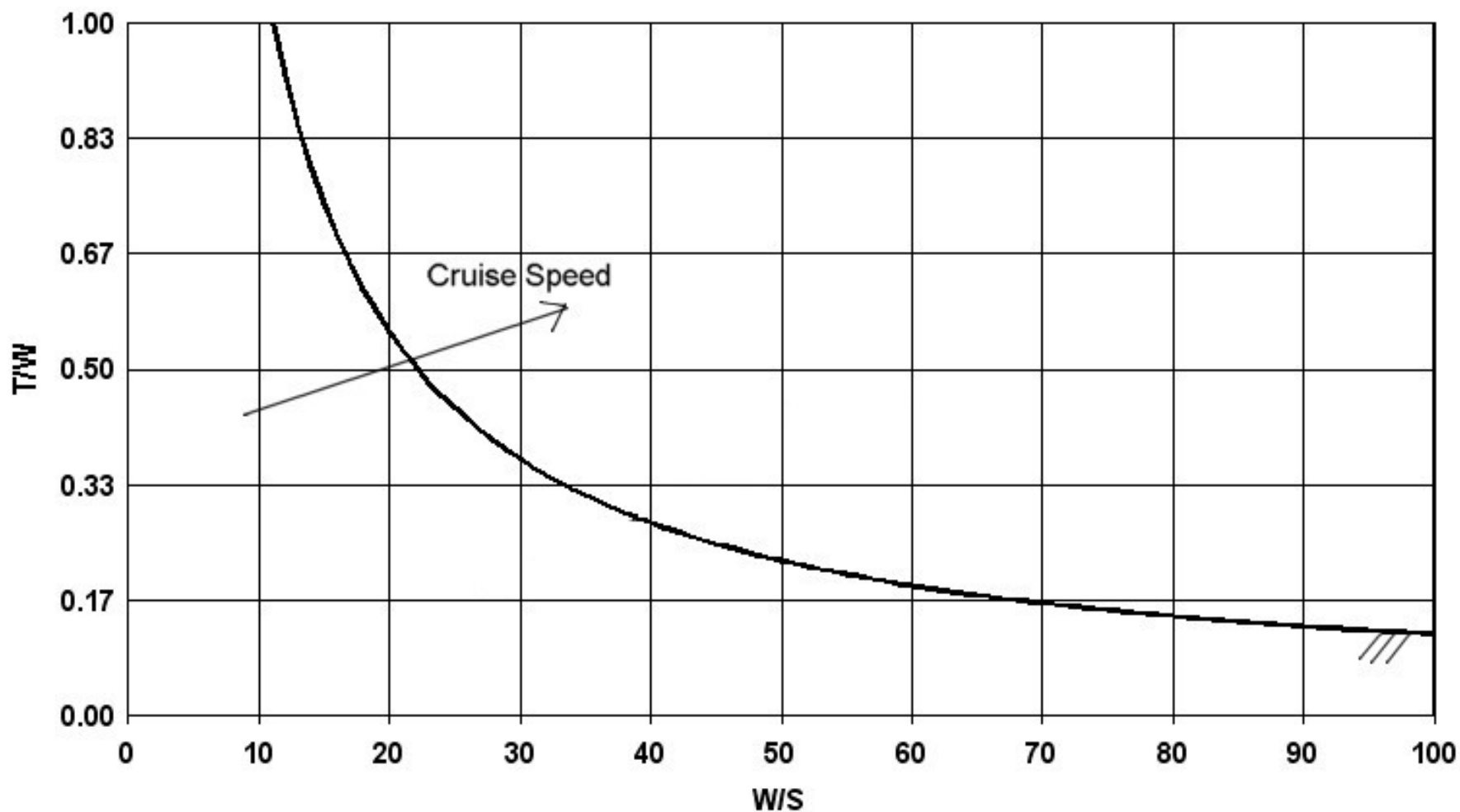


$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[C_{D0} \cdot q \cdot \left(\frac{S}{W_{TO}}\right) \cdot \left(\frac{W_{TO}}{W_{cond}}\right) + \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \cdot \left(\frac{W_{TO}}{S}\right) \cdot \left(\frac{W_{cond}}{W_{TO}}\right) \right] \cdot \left(\frac{T_{TO}}{T_{cond}}\right)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

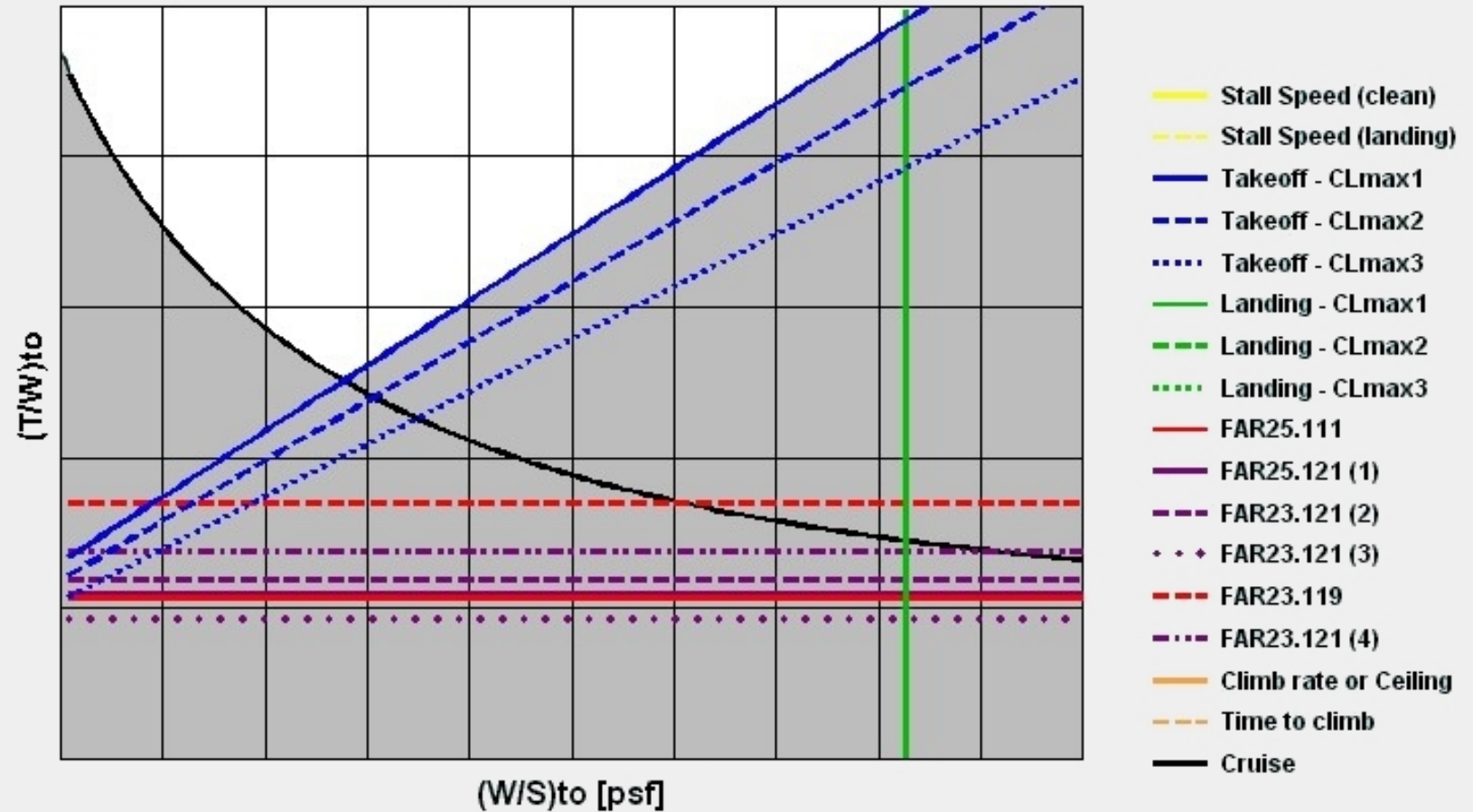
Tipici valori $\left(\frac{W_{TO}}{W_{cond}}\right) = 0.8 - 0.9$

$\left(\frac{T_{cond}}{T_{TO}}\right) = 0.2$ (effetto quota – effetto settaggio)

VELOCITA' DI CROCIERA – velivoli ad elica



RICERCA DEL PUNTO DI PROGETTO – velivoli a getto



RICERCA DEL PUNTO DI PROGETTO – velivoli a getto

