

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

**«*Studio delle performance di uno
“Spitfire” convertito a velivolo
ultraleggero*»**

Tutor universitario: Prof. Giacomo Colombatti

Laureando: *Leonardo Zomero*

Padova, 13/03/2024

Lo «Spitfire» è stato uno dei velivoli caccia più iconici della Seconda Guerra mondiale, soprattutto dal punto di vista aerodinamico e prestazionale.

- Efficienza;
- Manovrabilità;
- Versatilità;
- Velocità elevate;

Tutto questo ha comportato una notevole svolta in ambito aeronautico.

Dati relativi ad uno Spitfire IX

$$S=22.48\text{m}^2;$$

$$m=4318\text{kg};$$

$$V_s=42.5\text{m/s};$$

$$a=11.23\text{m};$$

$$n_{max}=12.5;$$

$$V_{max}=650\text{km/h}$$

$$\text{Autonomia}=698\text{km}$$



Scalare uno «Spitfire IX» al 70% convertendolo così in un ultraleggero e studiarne le prestazioni. (Le geometrie restano uguali ma scalate, mentre come massa si assumono 600kg). Come risultato ci si attende un velivolo efficiente.

Lo studio si svilupperà analizzando i seguenti punti:

- Ricavare la polare del velivolo;
- Volo in discesa: autonomia chilometrica e oraria, odografa;
- Volo orizzontale: curve della trazione e della potenza disponibili e necessarie;
- Virata: standard e stretta;
- Volo in salita: rapida e ripida.

Lungo lo sviluppo della trattazione verranno effettuati anche i calcoli relativi al velivolo originale per avere un confronto non solo fra i due velivoli ma anche con i dati presenti in letteratura, in maniera tale da verificare la validità.

Tutti i calcoli verranno svolti in atmosfera standard e a livello del mare

Per ricavare la polare è necessario conoscere il $Cd0$ del velivolo:

Aircraft	f	Wetted Area	C_{Dswet}
Spitfire IX	5.40 ft ²	831.2 ft ²	.0065

- Partendo da questi dati è possibile ricavare il $Cd0$ del velivolo originale:

$$Cd0 = Cd_{swet} \frac{S_{wet}}{S} = 0.0223$$

- Successivamente si stima il coefficiente di Oswald:

$$e = 1.78(1 - 0.0045AR^{0.68}) - 0.64 \cong 0.9$$

Ottenendo quindi la seguente equazione della polare:

$$Cd = Cd0 + 0.0644Cl^2$$

Assunzione: I coefficienti vengono assunti uguali per entrambi i velivoli (originale e in scala).

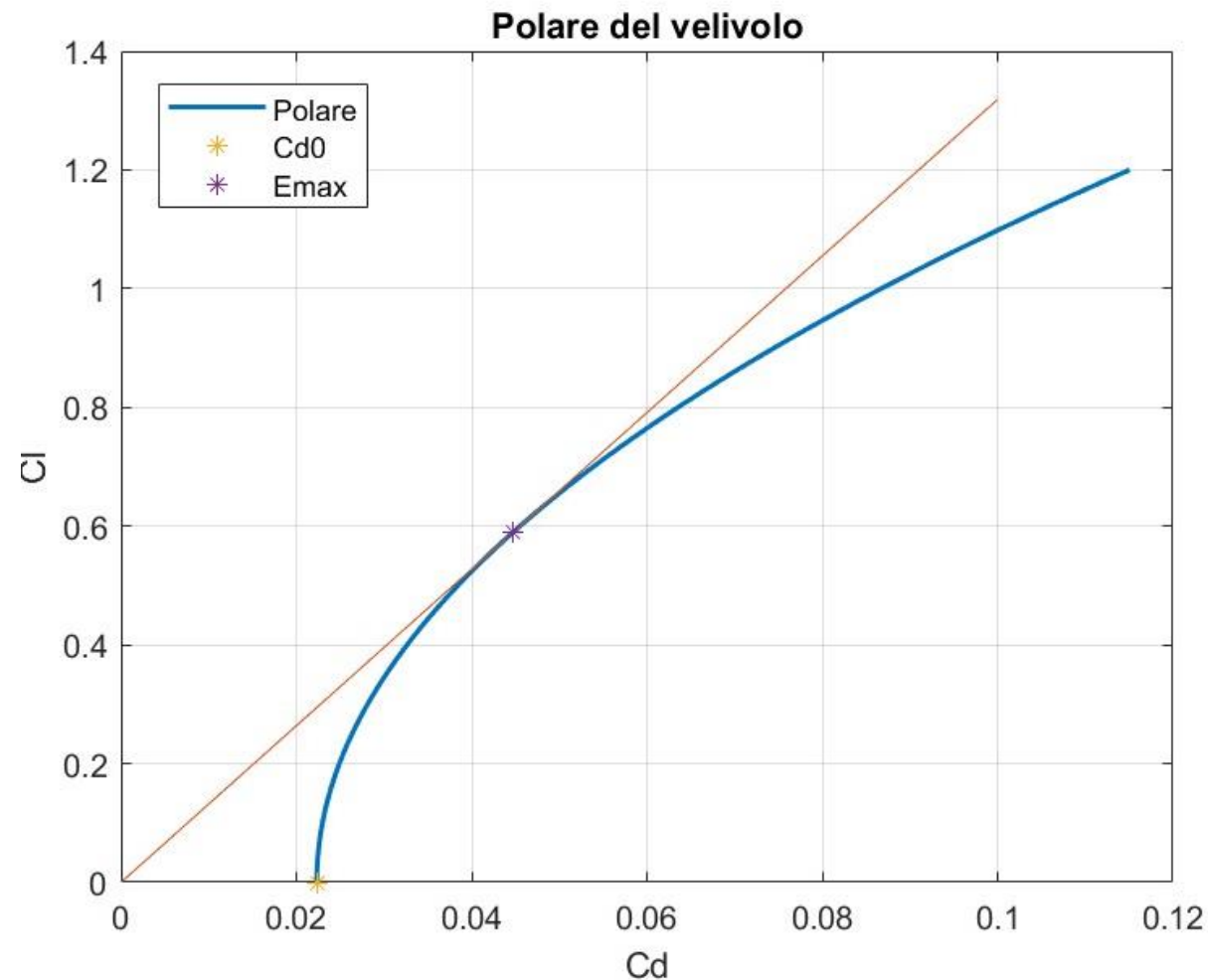
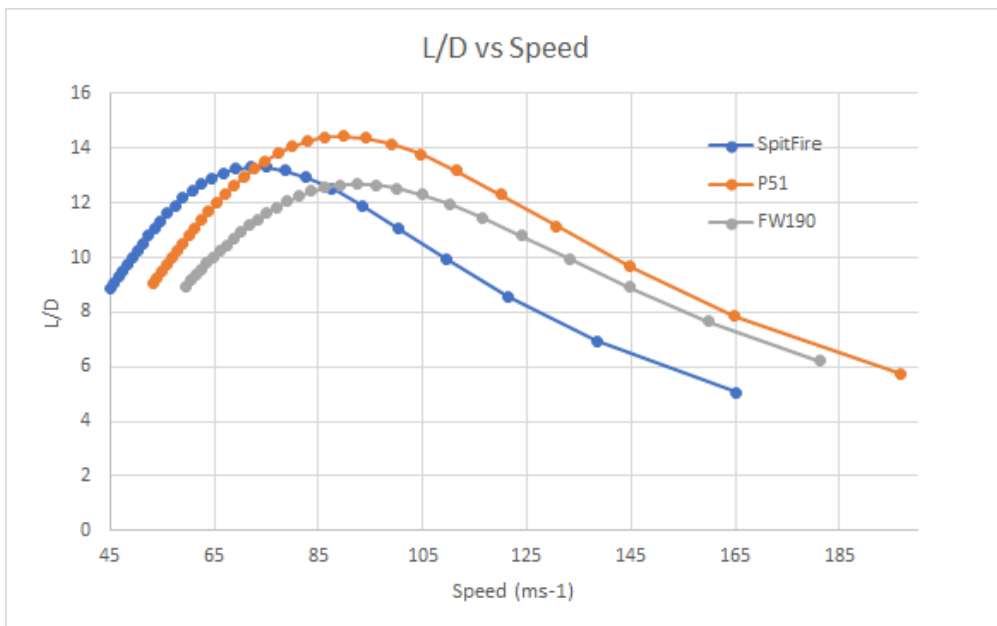


I valori degli assetti studiati sono uguali, cambiano le velocità alle quali si ottengono.

Gli assetti di interesse per un velivolo ad elica sono:

	$E_{max} = 13.2$		$E_{(E\sqrt{Cl})_{max}} = 11.4$	
	100	70	100	70
V [m/s]	72.28	38.49	54.92	29.25

Confronto con valori trovati in letteratura:



Importante soprattutto in casi di emergenza (piantate motore). Interessa:

- Autonomia chilometrica massima (assetto di E_{max});
- Autonomia oraria massima (assetto di $(E\sqrt{Cl})_{max}$).

	$E_{max} = 13.2$		$E_{(E\sqrt{Cl})_{max}} = 11.4$	
	100	70	100	70
Vd [ft/min]	1075.9	572.92	943.95	502.67
γ [°]	4.34		5.01	

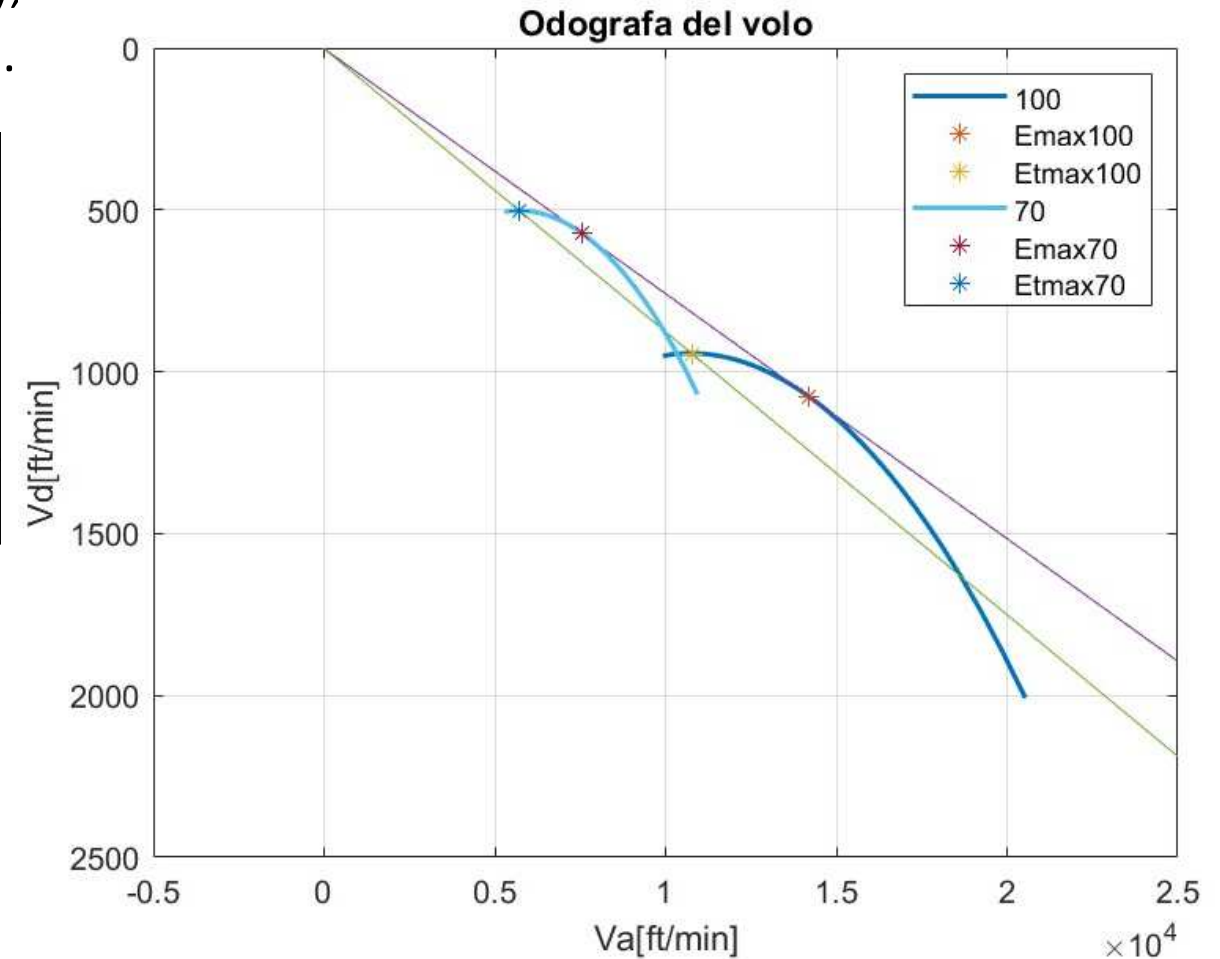
Per quanto riguarda le velocità limite in affondata:

$$V_{aff100} = 371.19m/s$$

$$V_{aff70} = 197.67m/s$$

E la velocità di stallo del modello in scala:

$$V_{S70} = 22.63m/s \cong 81.5km/h$$



Nota: $(E\sqrt{Cl})_{max} = E_{tmx}$

La minima trazione si realizza in assetto di Emax

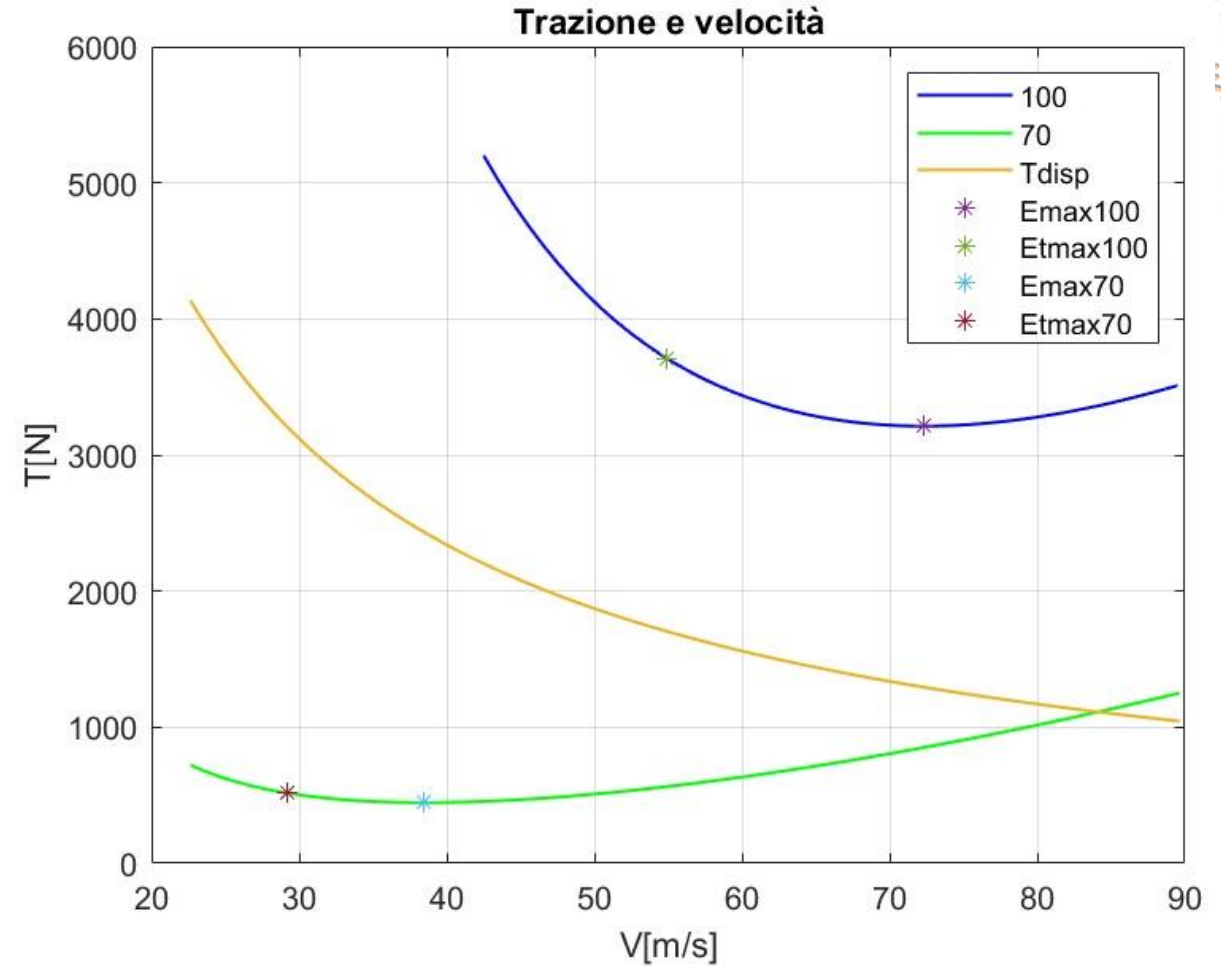
	$E_{max} = 13.2$		$E_{(E\sqrt{Cl})_{max}} = 11.4$	
	100	70	100	70
T [kN]	3.21	0.446	3.71	0.515

Si sceglie di equipaggiare il velivolo con un Rotax 916is
P=117kW, assumendo un rendimento dell'elica di 0.8.

$$T_{disp} = \frac{P_{disp}}{V}$$



Si nota, in prima approssimazione, che il ΔT_{max} è in corrispondenza della velocità di stallo.



La minima potenza si ottiene in assetto di $(E\sqrt{Cl})_{\max}$

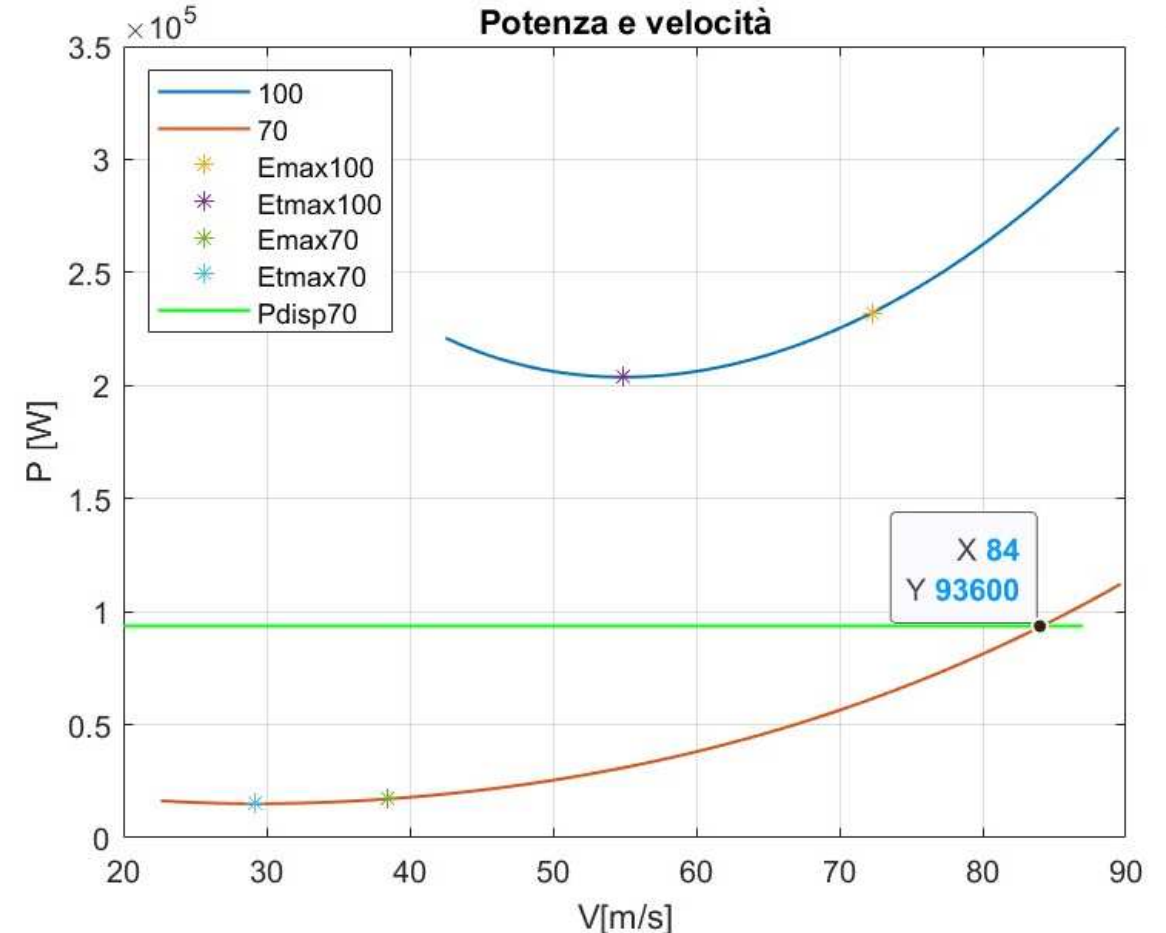
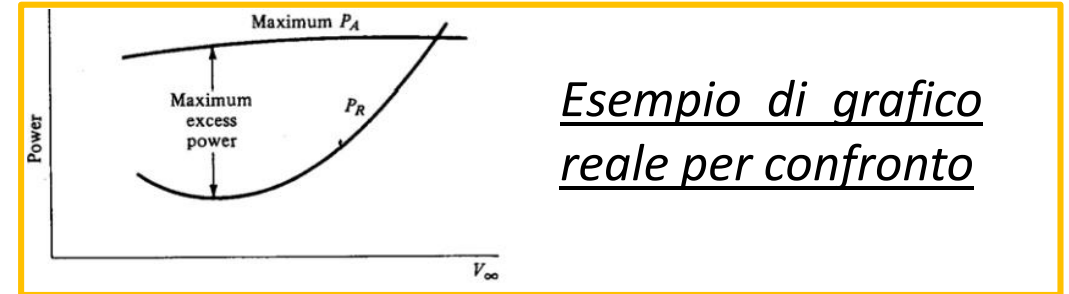
	$E_{\max} = 13.2$		$E_{(E\sqrt{Cl})_{\max}} = 11.4$	
	100	70	100	70
P [kW]	232.18	17.18	203.71	15.07

La potenza disponibile è stata approssimata a costante tenendo tuttavia conto del rendimento precedentemente introdotto.



Supero di potenza massimo (ΔP_{\max}) in assetto di potenza minima.

Si può inoltre ricavare graficamente la massima velocità ottenibile in volo orizzontale con questa tipologia di motore. $V_{\max \text{ orizz}} \cong 84 \text{ m/s} \cong 302 \text{ km/h}$



Vengono studiate due tipologie di virata: standard e stretta.

Virata standard (Velivolo in scala)

Per normativa viene eseguita in 2 minuti. Come velocità viene scelta quella di massima efficienza. I valori per il modello in scala sono seguentemente riportati.

t [s]	V_v [m/s]	R_{sd} [m]	Φ_{st} [°]	n
120	38.49	734.55	11.62	1.02

Virata stretta

Rappresenta la massima prestazione di virata ottenibile. È necessario tenere in considerazione anche la potenza disponibile del motore.

$$V_{Sv} = \sqrt{\frac{2n_{max}W}{\rho S C l_{stallo}}} \longrightarrow P_n = \frac{1}{2} \rho S C d_{stallo} V_{Sv}^2 \quad \text{confronto con } P_d$$

$$\text{se } P_n > P_d: \quad P_n = \frac{1}{2} \rho S C d_{stallo} V_v^3 = P_d \longrightarrow V_v \quad n = \frac{V_v^2 \rho S C l_{stallo}}{2W}$$

Conoscendo i seguenti dati relativi ai due velivoli è possibile ricavare le prestazioni in virata riportate in tabella

- *Velivolo originale*: motore Merlin 70: $P_{disp} = 1068.68kW$
- *Velivolo scalato*: si assume $n_{max} = 6$, ovvero lo si pensa come velivolo semi-acrobatico.

	n_{max}	V_{sv}	P_n [kW]	V_v [m/s]	n	Φ_{st} [°]	R_{st} [m]	t [s]
100	12.5	150.26	9770	71.87	2.9	69.5	196.53	17.18
70	6	55.44	240	40.48	3.2	71.8	54.97	8.53

Per il velivolo originale si può ora confrontare i risultati ($V_{v_{st}} \cong 259 km/h, t_v = 17.18s$) con quelli trovati in letteratura.

Motore Merlin 70:

Massima prestazione di virata al livello del mare: 17,8 s, a 270 km/h (168 mph) IAS.

Prestazioni massime di virata a 3.000 m (9.843 piedi): 20,7 s, a 260 km/h (162 mph) IAS.

I due principali assetti di salita sono rapida e ripida.

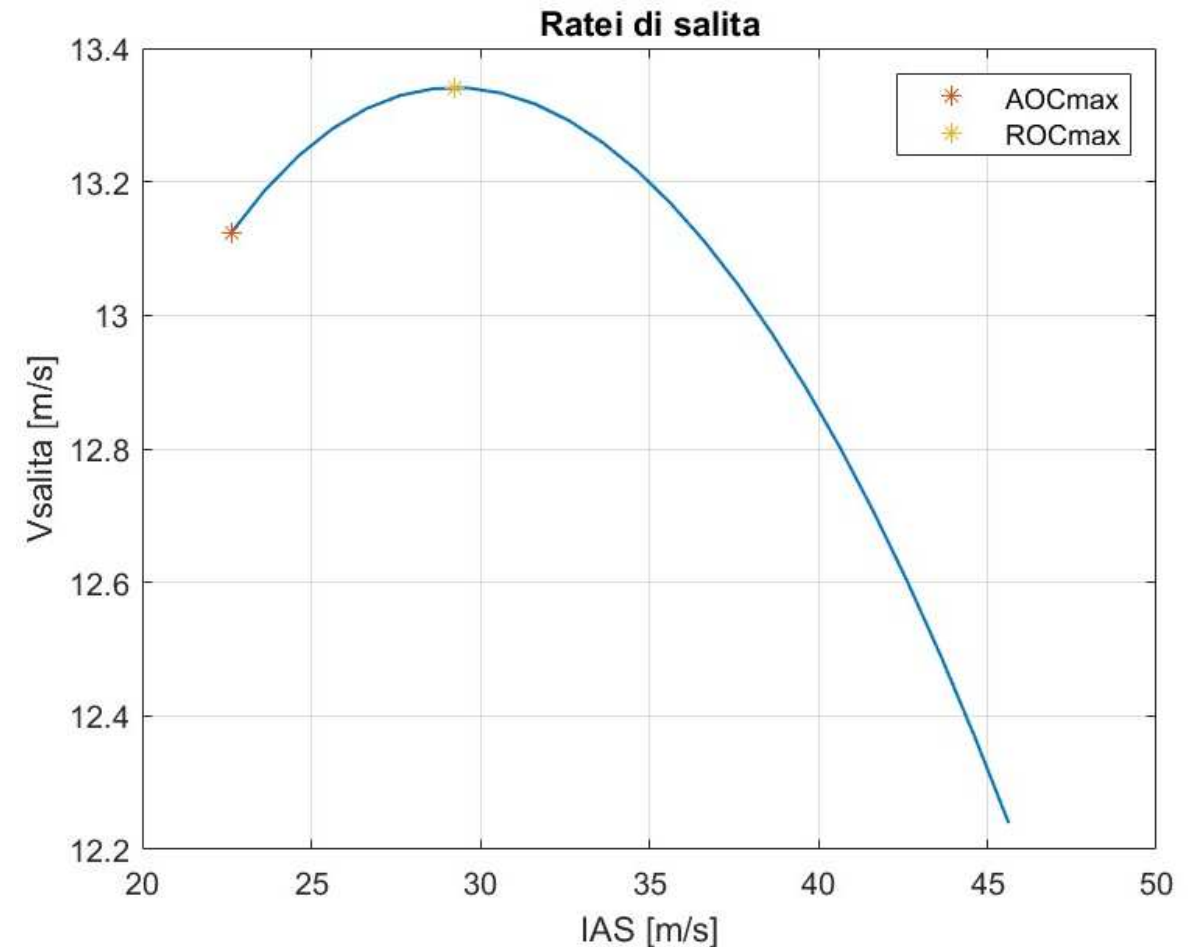
- Rapida: ΔP_{max} , (circa a $(E\sqrt{Cl})_{max}$);
- Ripida: ΔT_{max} , (circa allo stallo).

<i>Stallo (ripida)</i>		$(E\sqrt{Cl})_{max}$ (rapida)	
AOC [°]	ROC [m/s]	AOC [°]	ROC [m/s]
35.44	13.12	27.14	13.34

Convenzione: per la salita rapida ci si riferisce al ROC, mentre per la salita ripida all'AOC.

Confronto con valori riscontrati in letteratura ($ROC_{max} = 2626 \text{ ft/min}$)

- SW51: «La velocità di salita supera i 1.500 ft/min»;
- «Prestazioni volo in salita», Federico II: «Rateo di salita massimo pari a 12 m/s (circa 2400 ft/min)».



Risulta ora possibile analizzare i risultati ottenuti e trarne le relative conclusioni.

- Ultraleggero performante;
- Semi-acrobatico (stati esteri all'Italia);
- Replica di un velivolo storico «modernizzato».

Inoltre, dato che i valori ottenuti risultano paragonabili con i velivoli ultraleggeri presenti oggi sul mercato, si può concludere che tutte le ipotesi e le semplificazioni fatte risultano ben poste.

Dunque, da questo studio preliminare delle prestazioni, la realizzazione concreta di questo velivolo sembrerebbe giustificata.

Infine, se si decidesse di procedere alla realizzazione, lo studio che sarebbe necessario ora riguarderebbe la struttura del velivolo e nello specifico:

- Scelta del materiale: una soluzione plausibile potrebbe essere l'utilizzo di materiali compositi;
- Dimensionare la struttura in maniera tale che resista alle sollecitazioni derivate da questo studio;
- Ricopertura superficiale con sottili strati di alluminio e cura dei dettagli estetici del velivolo.

Viene di seguito riportata la bibliografia utilizzata per la realizzazione di questa prova.

- “ Meccanica del volo ” Carlo Casarosa
- “ World War II fighter aerodynamics ” David Lednicer
- “ The aerodynamics of the Spitfire ” J.A.D. Ackroyd
- <https://aviation.stackexchange.com/questions/72478/what-are-l-d-ratio-of-famous-wwii-fighters>
- <https://aergistal.github.io/il2/planes/spitfiremkixe.html>
- http://dma.ing.uniroma1.it/users/meccvolo_c1/parte_1.pdf
- <https://www.aeronautica.difesa.it/2023/05/26/spitfire-v-ix/>
- http://wpage.unina.it/fabrnico/DIDATTICA/MV_PREST/CORSO_2018/SLIDES_2018/CAP8_Salita.pdf
- http://wpage.unina.it/fabrnico/DIDATTICA/PGV_2012/MECC_VOLO/PPT/MV_7_Virata.pdf
- <https://www.scalewings.com/sw-51-mustang/>