

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Metodi per l'aumento dell'efficienza
aerodinamica degli aeromobili»***

Tutor universitario: Prof. Picano Francesco

Laureando: *Bertollo Lorenzo*

Padova, 13/07/2023

Perché svolgere ricerca sull'aumento dell'efficienza?

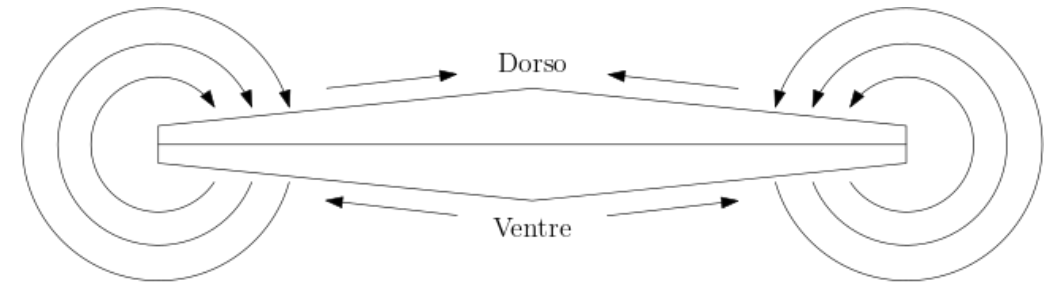
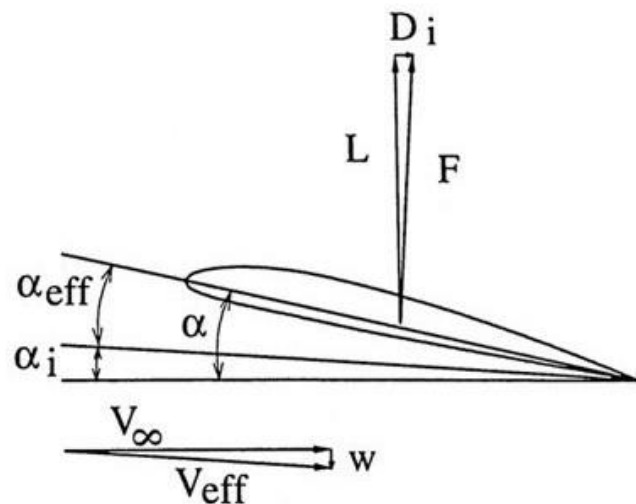
- Impatto ambientale
- Costi operativi
- Aumento del range del velivolo

Le opzioni a disposizione:

- Configurazioni non convenzionali per ridurre la resistenza indotta
- Wingtip devices
- Riduzione di superfici bagnate che non generano portanza

E altre soluzioni non strettamente inerenti all'aerodinamica (motori più efficienti, pianificazione accurata del piano di volo, materiali più leggeri)

- Fenomeno non dissipativo
- Formazione dovuta al moto del fluido causato dalla differenza di pressioni tra ventre e dorso dell'ala finita
- Valore analiticamente calcolabile considerando una velocità verticale rivolta verso il basso lungo l'apertura alare, indotta dai vortici di estremità



$$w(y) = \frac{-\Gamma}{4\pi(\frac{b}{2} - y)} + \frac{\Gamma}{4\pi(-\frac{b}{2} - y)} = \frac{-\Gamma b}{4\pi[(\frac{b}{2})^2 - y^2]}$$

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi A Re}$$

Di facile applicazione in quanto è sufficiente utilizzare diverse ali collegate alla stessa fusoliera

- **Biplano:** teoricamente in grado di ottenere una resistenza indotta pari alla metà di quella di una singola ala con la stessa portanza totale
- **Cantilevered biplane:** risultati reali più vicini a quelli teorici, ma limitazioni strutturali non trascurabili

$$c_{L2} = \frac{c_{L1}}{2}$$

$$c_{Di2} = \frac{(c_{L2})^2}{\pi A Re} = \frac{(c_{L1}/2)^2}{\pi A Re}$$

$$\frac{c_{Di2}}{c_{Di1}} = \frac{c_{L1}^2/4}{c_{L1}^2} = \frac{1}{4}$$

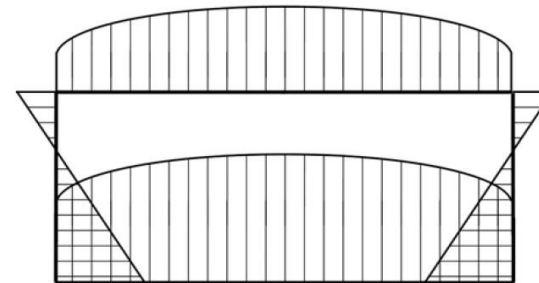
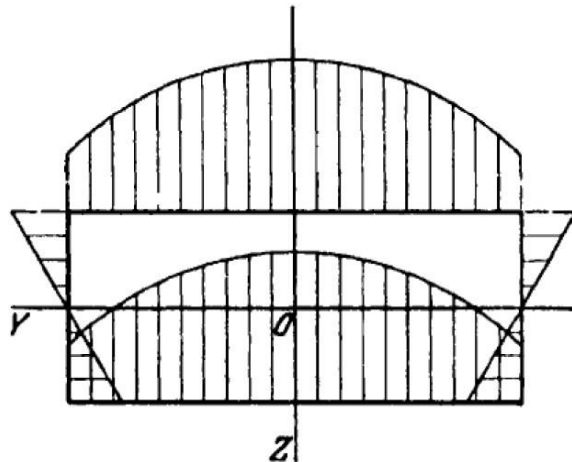
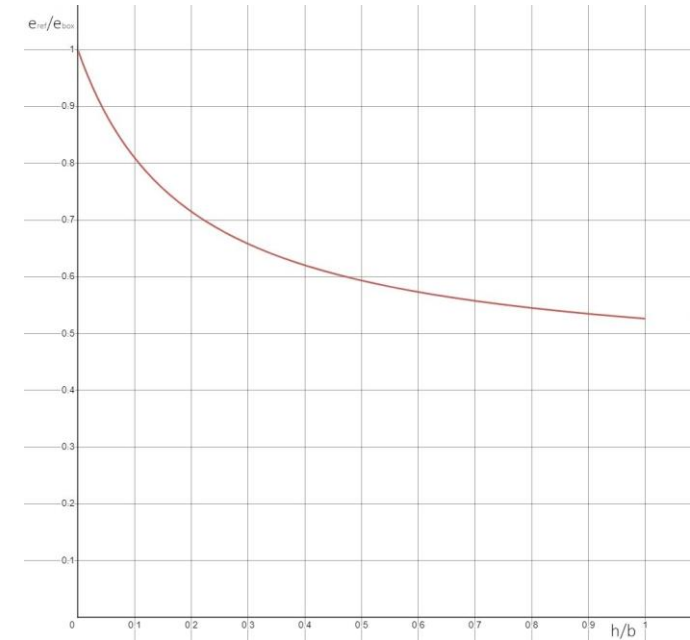


Velivolo di riferimento per il confronto delle prestazioni: Airbus a320

- Il velivolo di riferimento e la Boxwing hanno lo stesso rapporto di aspetto e stesso coefficiente di lift, perciò si può esprimere il rapporto tra la resistenza indotta delle due configurazioni con il rapporto tra i coefficienti di Oswald
- $D_{\text{box}}/D_{\text{ref}} = e_{\text{ref}}/e_{\text{box}}$ approssimabile con una formula empirica (Rizzo)

$$\frac{e_{\text{ref}}}{e_{\text{box}}} = \frac{0,44 + 0,9594 \frac{h}{b}}{0,44 + 2,219 \frac{h}{b}}$$

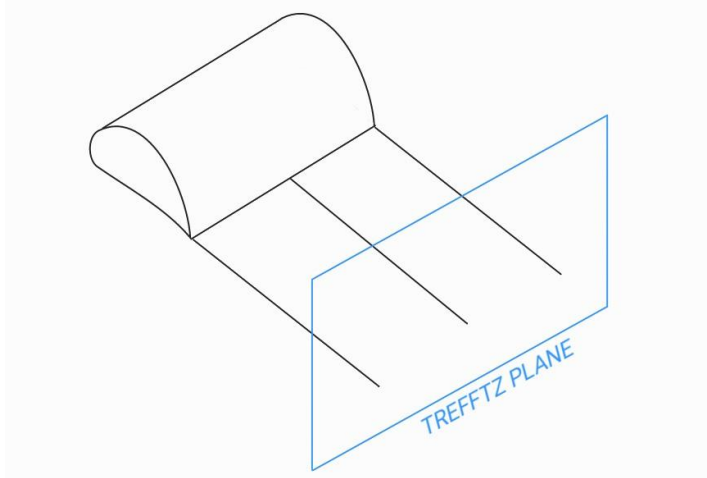
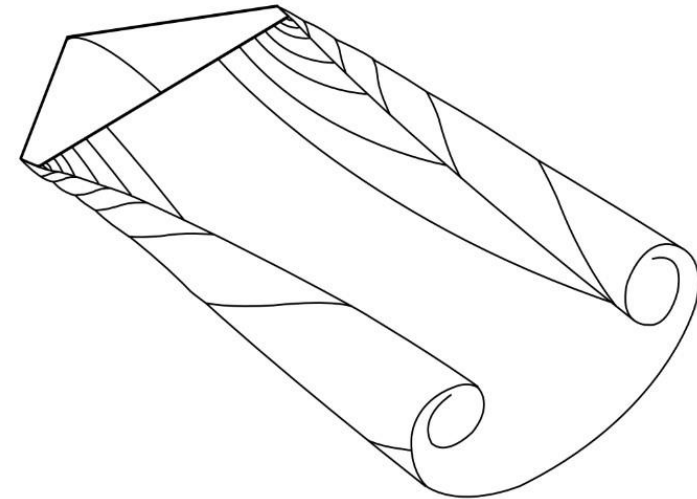
- La distribuzione di portanza ottimale per minimizzare la resistenza totale considera anche il trim drag. Si sfrutta l'aggiunta di un loop di circolazione costante che non modifica resistenza indotta e portanza totale del sistema



Dispositivi posizionati all'estremità alare che agiscono in maniera simile ad un allungamento alare e in grado di, con opportuna progettazione, ridurre la resistenza indotta

Frattendimenti comuni nell'analisi della resistenza indotta:

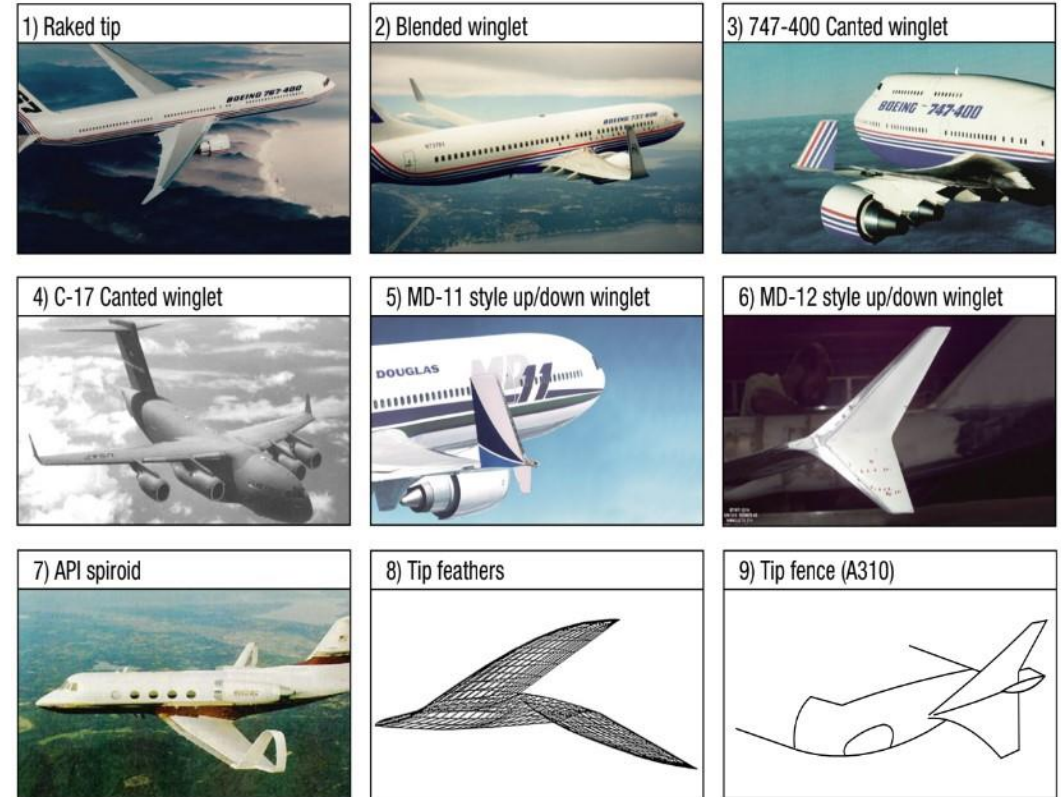
- Associare i vortici solamente all'estremità alare
- Considerare nuclei vorticosi contenenti tutta la vorticità molto compatti
- Associare un significato fisico al calcolo vettoriale della velocità indotta con la legge di Biot-Savart derivata dall'elettromagnetismo



Dalla teoria del piano di Trefftz è noto che la resistenza indotta totale dipenda dallo spanload e dalla forma dell'ala vista in proiezione sul piano, dove si denotano facilmente angolo di diedro, apertura alare e configurazione dei winglets

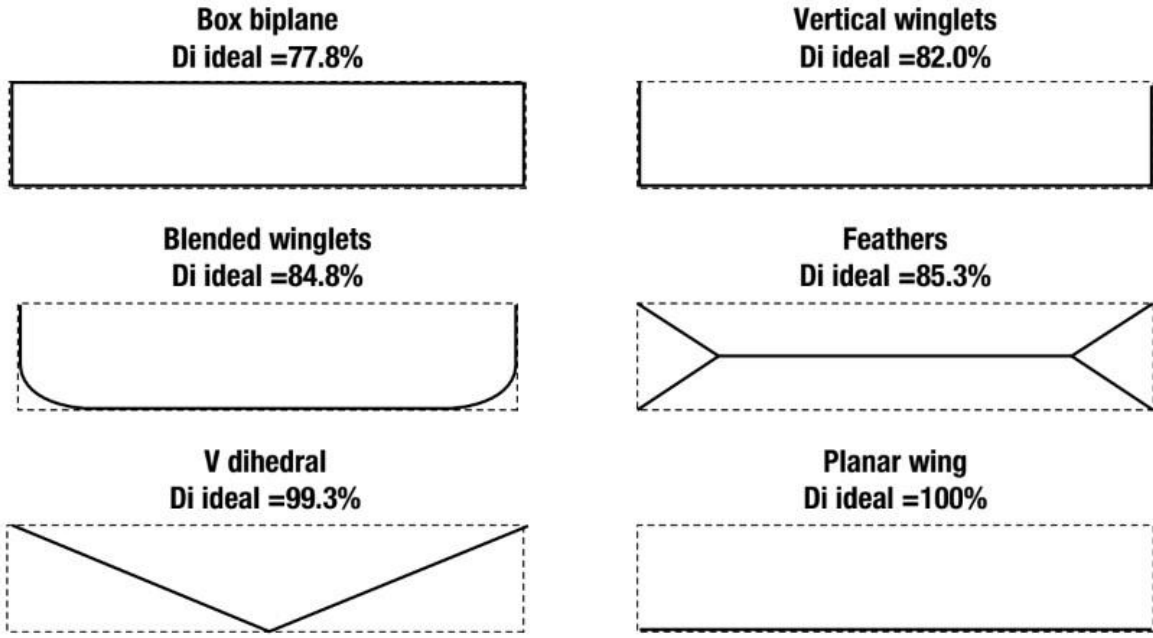
Sviluppo dei wingtip devices in ordine cronologico:

- Larghe ed alte endplates (elevato attrito viscoso)
- Whitcomb: profili aerodinamici con corda stretta e portanza rivolta verso la fusoliera
- Jones: benefici del winglet aumentano con la sua estensione verticale, nonostante il momento di piegamento crescente e lo spanload modificato per contrastarlo
- In generale, lo spanload viene maggiormente distribuito tra radice ed estremità alare rispetto a quello senza winglets

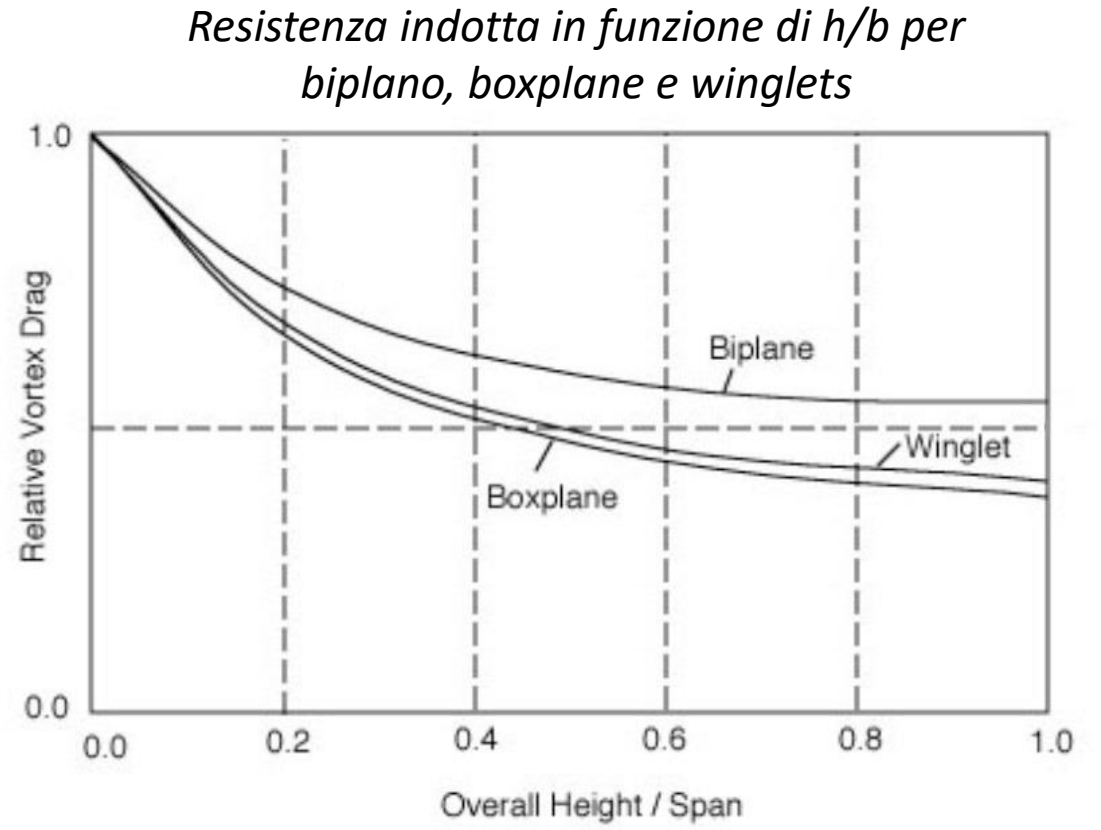


Alcuni modelli:

- *Blended winglets*: estremità alare e inizio del winglet raccordati per ridurre l'attrito viscoso
- *Wingtip fences*: ideali per ottimizzazione di ali già esistenti



Diverse configurazioni limitate ad un rettangolo di controllo sul piano di Trefftz con relativa resistenza indotta ideale

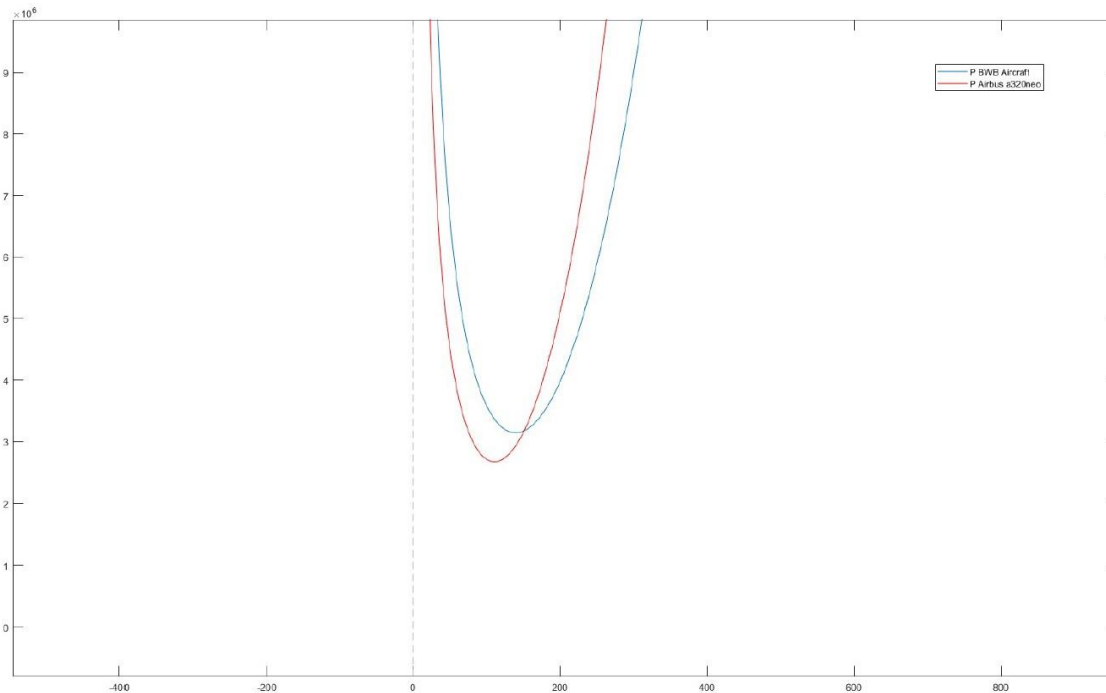


Vi sono altri metodi per migliorare l'efficienza, ad esempio con la riduzione della resistenza di attrito

La polare di un velivolo:

$$c_D = c_{D_0} + kc_L^2$$

Dove il primo termine racchiude la resistenza d'attrito, mentre il secondo quella dovuta agli effetti della portanza



Il BWB tenta di eliminare la fusoliera «fondendola» con l'ala.

Dimensionando un BWB per il confronto con un Airbus a320neo si ottiene un c_{D_0} circa 4 volte inferiore e un coefficiente di Oswald pari a 0,72

La potenza necessaria in crociera a 0,78 Mach risulta dunque diminuire notevolmente

- Svantaggi derivanti dagli effetti secondari
- Complicazioni per le infrastrutture aeroportuali
- Necessità di approccio multidisciplinare
- Configurazioni proposte forniscono dei benefici teorici per l'efficienza su cui basare gli sviluppi futuri