UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE
CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

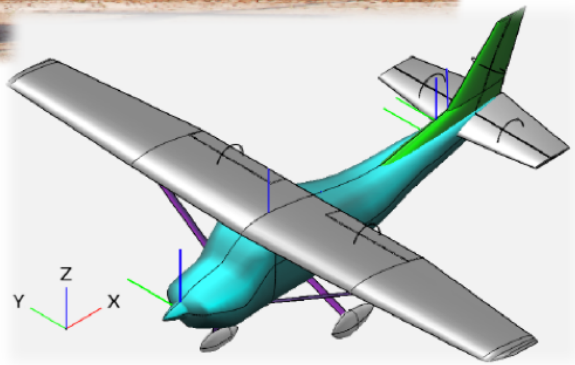
STUDIO PRELIMINARE SULL'INSTALLAZIONE DI WINGLETS PER UN CESSNA 182

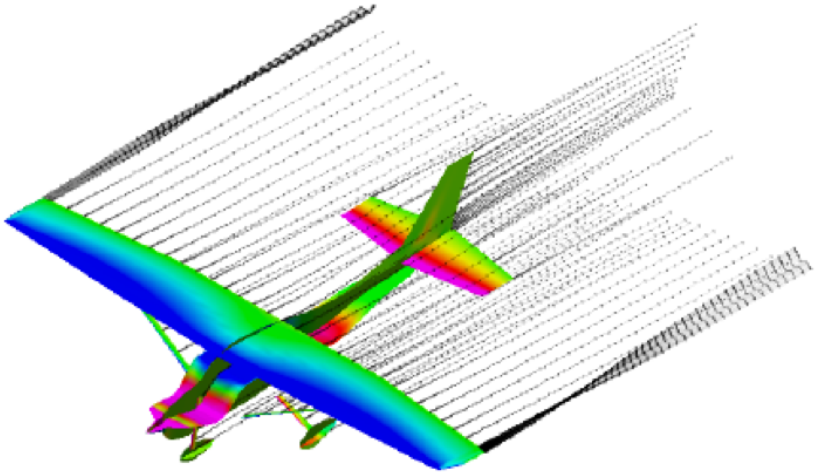
Professore Relatore: Francesco Picano

Laureando: Andrés María Majorana González
Matricola: 1221059

ABSTRACT

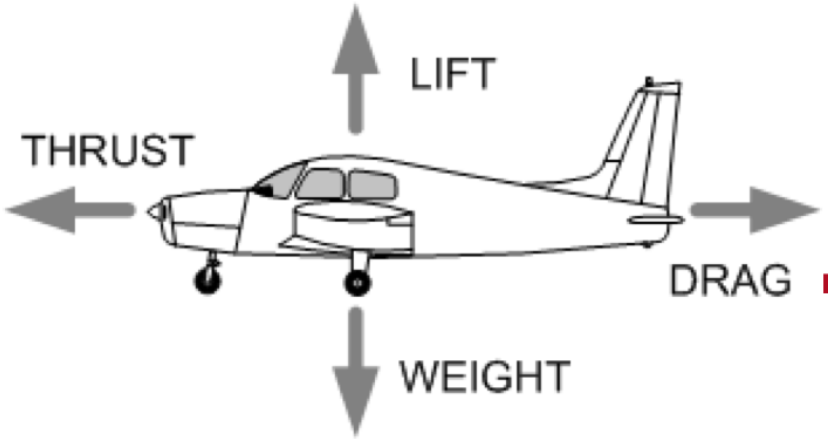
Si cerca di verificare preliminarmente la funzionalità dell'installazione di winglets, opportunamente dimensionate per un Cessna 182, affinché si possano migliorare le prestazioni aerodinamiche del velivolo citato, tramite il metodo numerico di *Vortex Lattice.*





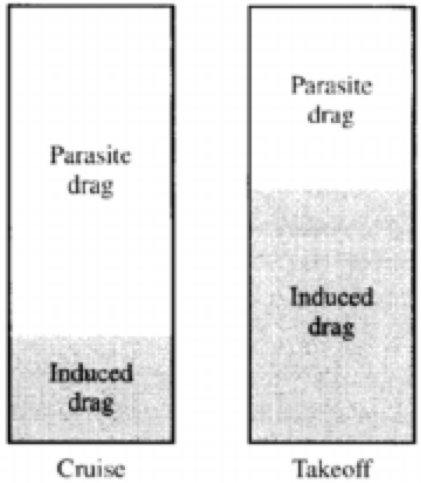
Il Volo Livellato

Un aeromobile, quando vola, è soggetto a quattro forze fondamentali, che permettono la permanenza di una condizione di volo livellato:



La resistenza globale si può scorporare in tre tipologie di resistenze, che si raggruppano in due famiglie:

1. Resistenza Parassita:
   - Resistenza d'Attrito
   - Resistenza di Forma
2. Resistenza Indotta



Minore è la resistenza agente sul velivolo, con un'altrettanta minore trazione è possibile mantenere una condizione di volo livellato, diminuendo così i consumi di carburante del sistema propulsivo ed aumentando l'efficienza dell'aeromobile.

<u>Scopo dello studio</u>: porre l'attenzione sulle tecniche di mitigazione della resistenza indotta, tramite l'installazione di alette di estremità, comunemente note come *winglets.*

Le Alette di Estremità: le Winglets

Le **alette di estremità**, dette in inglese ***winglets***, sono delle strutture che si trovano all'estremità delle ali. La loro funzione è quella di **diminuire la resistenza indotta**, creata dalla generazione di portanza.

Negli anni Settanta, l'Ingegnere **Richard Whitcomb**, lavorando al *Langley Research Centre* della NASA, è stato il pioniere nella ricerca e lo sviluppo delle winglets per scopi commerciali.

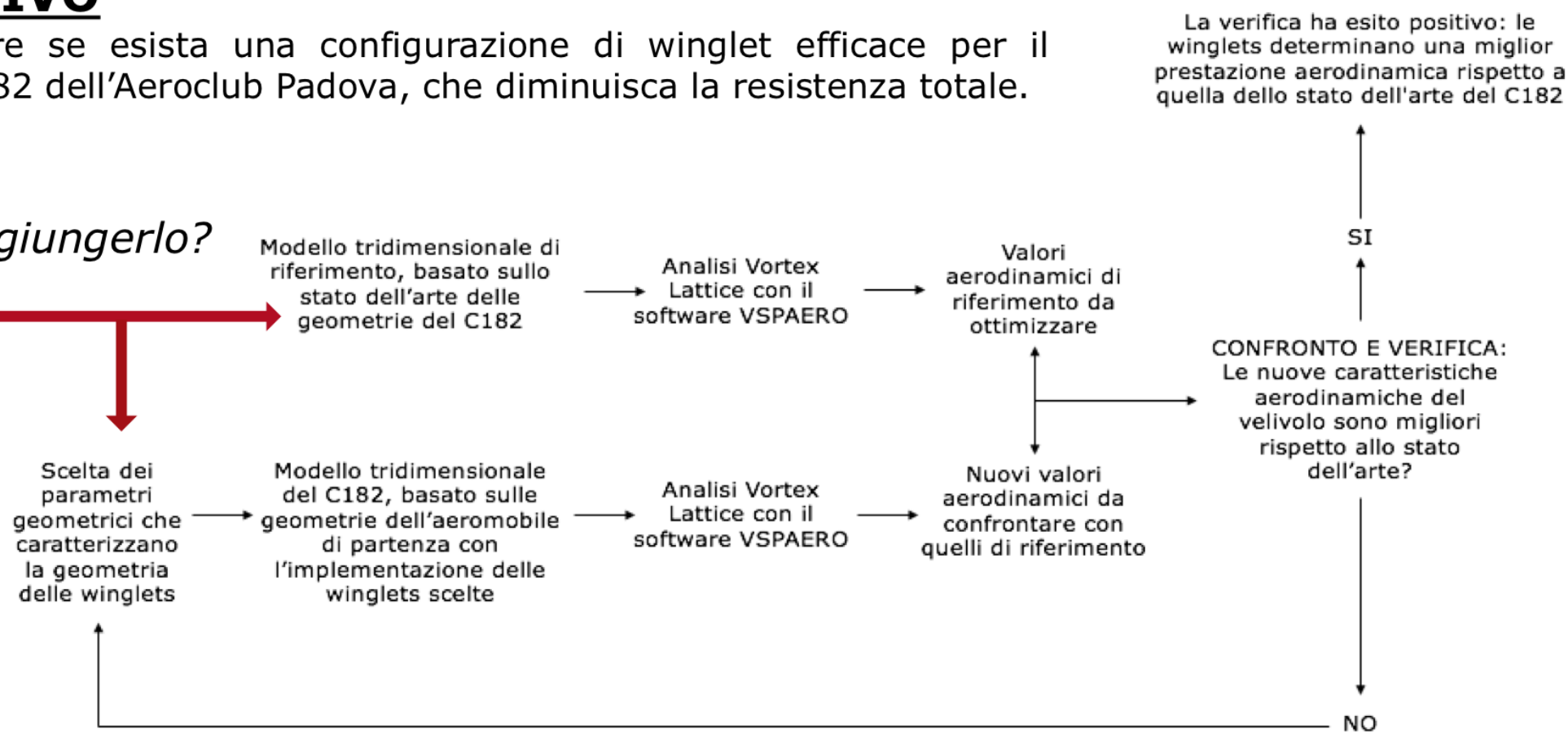
Nel **1980** dimostrò come, implementando delle opportune winglets ad un KC-135A, si ottenne una **diminuzione del 7% del carburante consumato** nelle fasi di operazioni nominali di volo dell'aeromobile.

Il Case Study

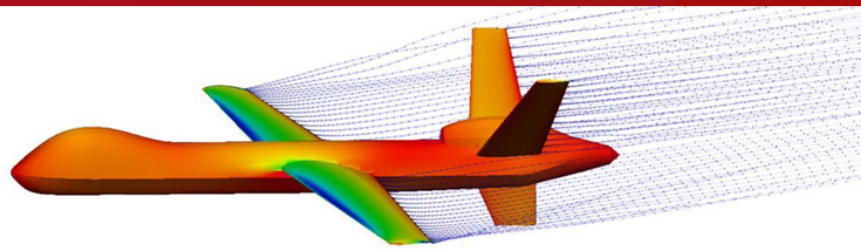
OBIETTIVO

Determinare se esista una configurazione di winglet efficace per il Cessna C182 dell'Aeroclub Padova, che diminuisca la resistenza totale.

Come raggiungerlo?



VINCOLI E IPOTESI DI LAVORO



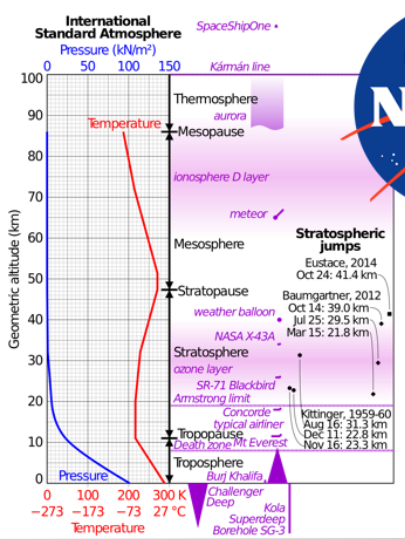
Date le modeste velocità di crociera (130kt, circa 240km/h) a cui opera il Cessna C182, **si considererà l'aria come un fluido incompressibile**, secondo le convenzioni dell'Aerodinamica.

Il flusso d'aria che investe l'ala è trattato come inviscido, ai fini di semplificare la trattazione. Inoltre, il metodo numerico utilizzato dalle simulazioni computazioni per l'analisi fluidodinamica, ovvero il metodo *Vortex Lattice* (VLM), ha come ipotesi che il fluido interessato sia inviscido.

Tutte **le verifiche saranno di tipo simulato** con il metodo di *Vortex Lattice*, tramite il ***software VSPAERO***, in dotazione al ***software OpenVSP***, un software open source, messo a disposizione dalla NASA.

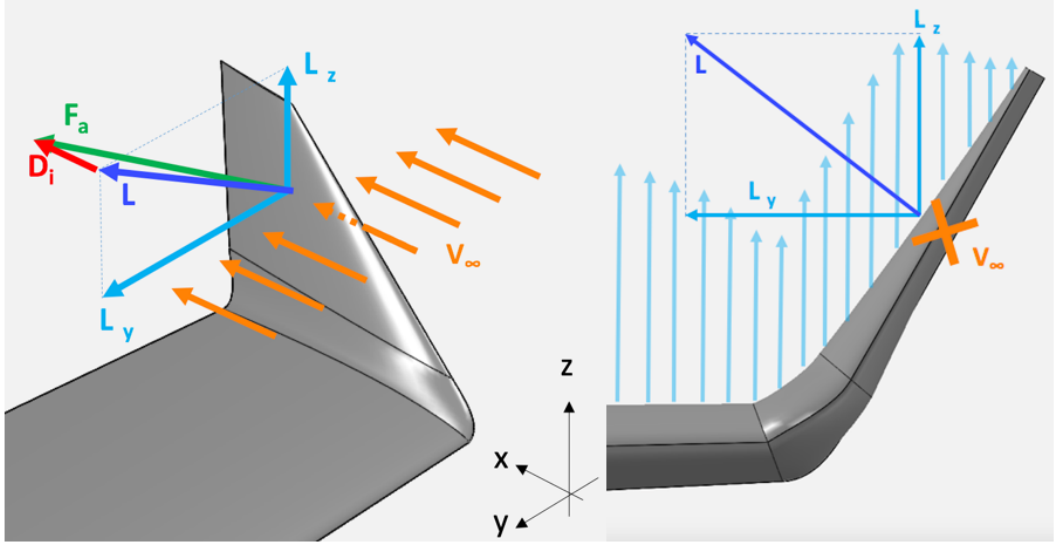
L'aria che investe l'aeromobile è modellata secondo il modello dell'Atmosfera Standard Internazionale (*International Standard Atmosphere,* **ISA**).

L'analisi strutturale a seguito dell'installazione delle winglets non è considerata: sia perché si suppongono le winglets a massa trascurabile; sia perché le forze di pressione e/o aerodinamiche, causate dalla presenza delle winglets, che sollecitano la struttura delle ali, saranno trascurabili rispetto a tutte le altre forze esterne agenti su quest'ultima. **L'analisi dunque sarà di carattere prettamente aerodinamico.**



Effetto delle Winglets

Concettualmente **le winglets apportano la quantità di portanza necessaria all'estremità dell'ala per fare avvicinare l'andamento della distribuzione di portanza a quello ideale ellittico**, che garantisce il valore massimo del coefficiente di Oswald, e quindi mitiga l'effetto della resistenza indotta.



Apporto di portanza opportunamente esagerato a fini illustrativi.

Svantaggi:

- Aumento della resistenza d'attrito: con l'aggiunta di superfici portanti, inevitabilmente aumenta anche la superficie bagnata, determinando un aumento della resistenza d'attrito, e quindi della resistenza parassita in generale.
- Aumento degli stress strutturali: poiché a portanza generata dalle winglets non è allineata con l'asse d'imbardata del velivolo, inevitabilmente si può scomporre in due componenti: una diretta lungo proprio l'asse d'imbardata (L_Z) e l'altra lungo l'asse di beccheggio (L_X). Entrambe generano dei momenti flettenti alla radice della winglet, che si trasmettono lungo l'ala, già stressata in condizioni di volo.

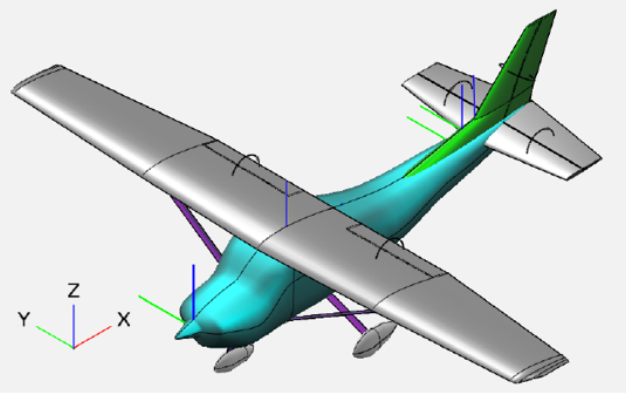
Cessna C182: Stato dell'Arte

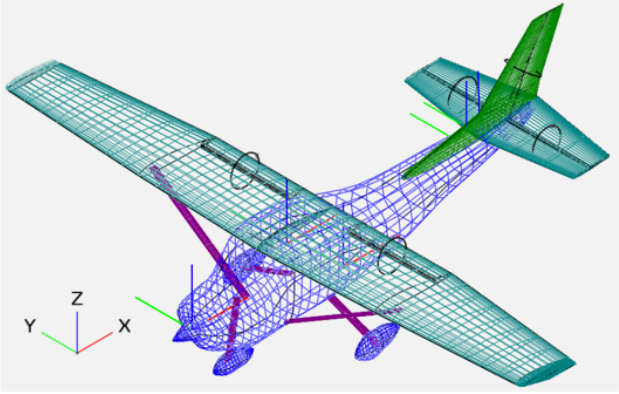
Dati caratteristici	Misurazioni
Lunghezza	$8,84m$ $(29ft)$
Apertura Alare (b)	$10,97m$ $(36ft)$
Superficie Alare (S)	$16,17m^2$ $(174ft^2)$
MTOW (*Maximum Take-Off Weight*)	$1406kg$ $(3100lb)$
Velocità di Crociera	$61,73 \div 72,02m/s$ $(120 \div 140ktas)$
Quota di Servizio	$5'517m$ $(18'100ft)$

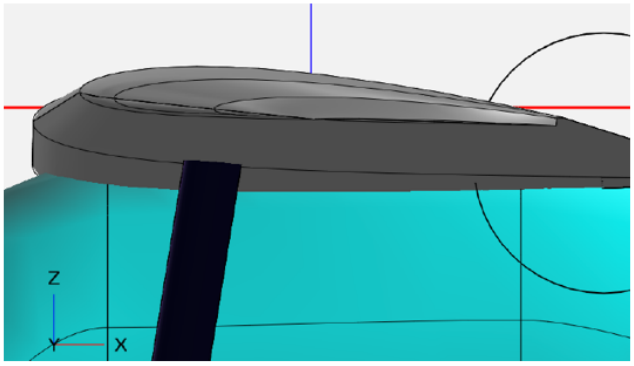
Si cambia la geometria all'estremità dell'ala → Si aggiunge una *blended winglet* opportunamente dimensionata e si verifica l'efficacia

Modellazione Grafica Cessna C182

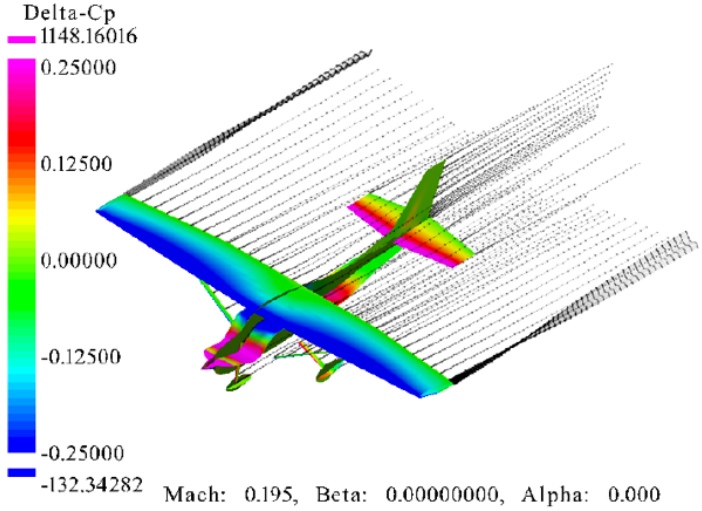
Viene realizzato un modello tridimensionale del C182 con *OpenVSP*, che poi viene opportunamente tassellato per preparalo ad un'analisi fluidodinamica computazionale tramite *VSPAERO*, che implementa un metodo numerico di *Vortex Lattex*.







Si effettuano tutte le simulazioni in una situazione di crociera (130kt) ad una quota di 1500ft, in condizioni atmosferiche ISA.



Stato dell'arte C182					
AR	C_Dtot	C_D0	C_Di	C_L	e
7,47126	0,02146	0,01507	0,00639	0,33	0,72608

Obiettivo: determinare i valori di C_{Di} e del coefficiente di Oswald per lo stato dell'arte del C182. In seguito, confrontarli con un modello tridimensionale che implementa delle winglets opportunamente dimensionate.

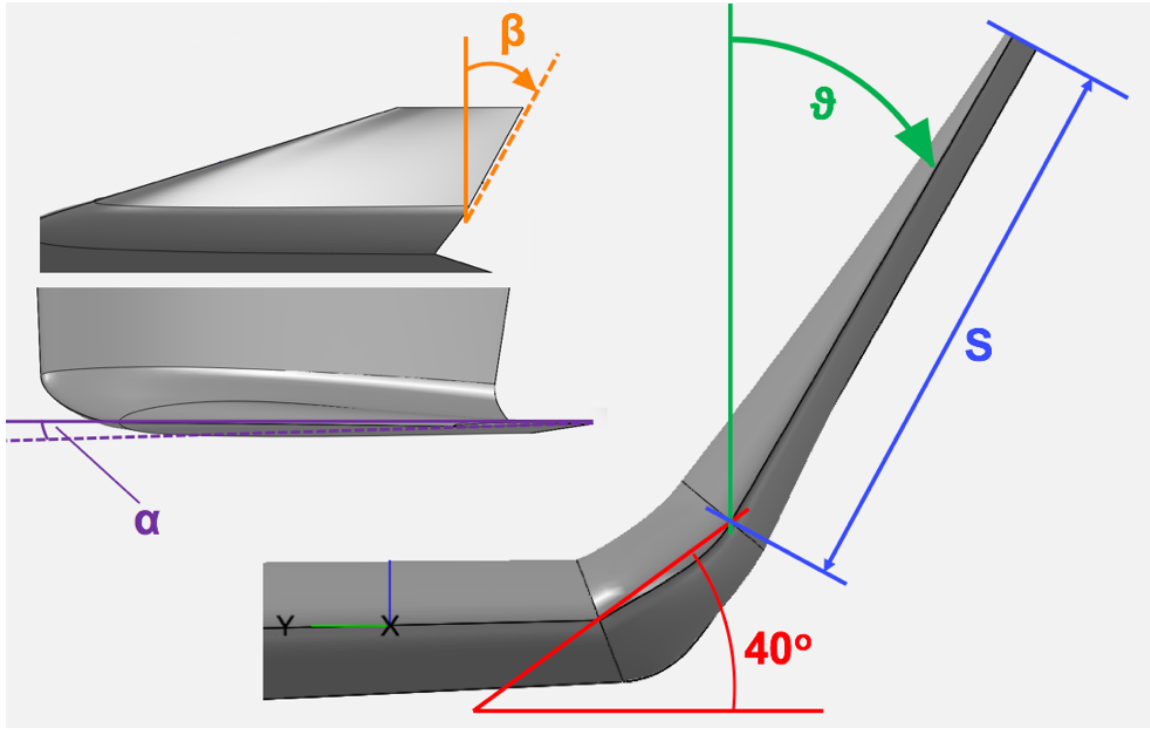
La geometria è determinata dalla variazione di **quattro parametri liberi**:

1. **Angolo ϑ:** esprime angolarmente in gradi quanto la winglet si scosta dall'asse di imbardata.

2. **Angolo α:** è l'angolo d'attacco dell'ultima sezione della winglet.

3. **Lunghezza della winglet *S*:** la lunghezza della winglet sarebbe una sorta di "apertura alare" dell'aletta di estremità. Si misura a partire dalla radice della winglet fino alla sua fine, determinando la lunghezza (in inglese, *span*, la cui iniziale è proprio il simbolo con cui si indica) di questa geometria.

4. **Angolo di freccia β:** È la freccia alare della winglet e, in questo studio, si considera al bordo d'uscita.



Verifica dell'Efficacia delle Winglets

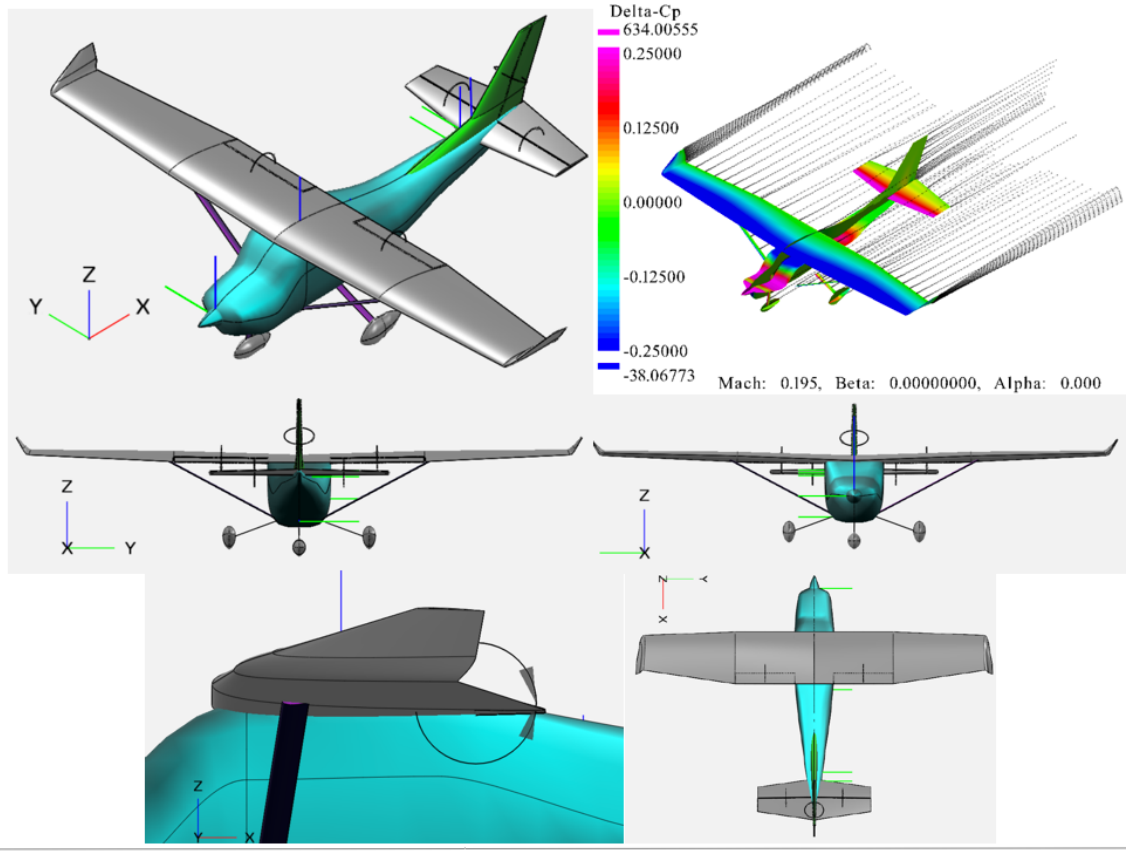
Per ogni configurazione di winglets, è stata effettuata una simulazione sulle condizioni di volo con *VSPAERO*. Il *software VSPAERO* permette di calcolare il valore del C_{Di} , *del* C_{Dtot} *e* del *Coefficiente di Oswald e.*

I risultati più promettenti si hanno avuti con una winglet con la seguente configurazione:

1. **Angolo ϑ:** ϑ =30°
2. **Angolo α:** α =2,5°.
3. **Lunghezza della winglet *S*:** *S*=250mm.
4. **Angolo di freccia β:** β =10°.

- **Si è osservato infatti una diminuzione del valore del coefficiente della resistenza indotta del 17,84%**: si passa infatti da C_{Di}=0,00639, per la configurazione allo stato dell'arte, ad un valore di C_{Di} =0,00525.

- **Si osserva un miglioramento dell'efficienza dell'ala del 21%**: si passa da un valore allo stato dell'arte di *e*=0,72608 , ad uno di *e*=0,87890 , per questa configurazione di winglet. Tuttavia, non è la configurazione che garantisce la maggior efficienza d'ala.



Considerazioni Finali

Lo scopo generale era di abbassare il più possibile il valore del coefficiente della resistenza indotta, al fine di diminuire il valore della resistenza globale *D*, in condizioni di volo livellato.

Allo stato dell'arte del Cessna C182 dell'Aeroclub Padova, per le condizioni esterne di volo imposte per l'analisi fluidodinamica, quali quelle di crociera a 1'500ft, con una velocità di 130kt, si ha che l'elica deve imprimere una trazione di:

$$T = D = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S \cdot C_{D_{tot}} = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S \cdot (C_{D_0} + C_{\hat{D}_i}) = 0,5 \cdot 1,172 \cdot 66,88^2 \cdot 16,17 \cdot (0,01507 + 0,00639)$$
$$= 0,5 \cdot 1,172 \cdot 66,88^2 \cdot 16,17 \cdot 0,02146 = 909,56N$$

Con una minor resistenza, l'organo propulsivo del velivolo può generare una minore quantità di trazione, per mantenere una condizione di volo livellato.

Con la configurazione della winglet che garantisce il valore minore del coefficiente C_{Dtot} e di C_{Di} , si ha che la spinta, che dovrebbe impartire l'elica, si riduce a:

$$T = D = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S \cdot C_{D_{tot}} = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S \cdot (C_{D_0} + C_{\hat{D}_i}) = 0,5 \cdot 1,172 \cdot 66,88^2 \cdot 16,17 \cdot (0,01513 + 0,00525)$$
$$= 0,5 \cdot 1,172 \cdot 66,88^2 \cdot 16,17 \cdot 0,02038 = 863,78N$$

Si nota quindi una riduzione del 5,03% della spinta che deve impartire l'organo propulsivo.

Sperimentalmente, la relazione che lega la spinta propulsiva di un'elica con il suo numero di giri è sempre più lineare all'aumentare dei valori di trazione e numero di giri. Quindi, per una differenza di trazione del 5,03%, considerando trazioni ingenti che garantiscono un volo di crociera a 1'500ft, e operando ad elevati valori di numeri di giri dell'elica, si può stabilire, in maniera del tutto sommaria e preliminare, che la spinta sia grossomodo lineare con il numero di giri.

$$\frac{2'400RPM}{909,56N} = \frac{RPM|_{T=863,78N}}{863,78N} \quad \Rightarrow \quad RPM|_{T=986N} \approx 2'279RPM \approx 2'300RPM$$

Questo presuppone una riduzione del consumo orario di carburante di 2,27l/h e presuppone un risparmio di 6,785€/h del costo operativo in volo di crociera.