

---

## Progetto Aerodinamico ASK-13 R

Il progetto aerodinamico del nostro ASK13-R è fondato su due principali linee guida. La prima relativa alle caratteristiche di volo in planata: trattandosi sempre di una riproduzione, il modello doveva essere molto efficiente a velocità medio basse in modo da poter apprezzare il volo realistico derivante dalla versione full scale. La seconda, volevamo ottenere un modello che nonostante la mole, fosse divertente, agile e veloce nei cambi di direzione e in grado di affrontare con eleganza anche il volo acrobatico non estremo.

Da questi pochi concetti generali, si sono originate le seguenti specifiche di progetto:

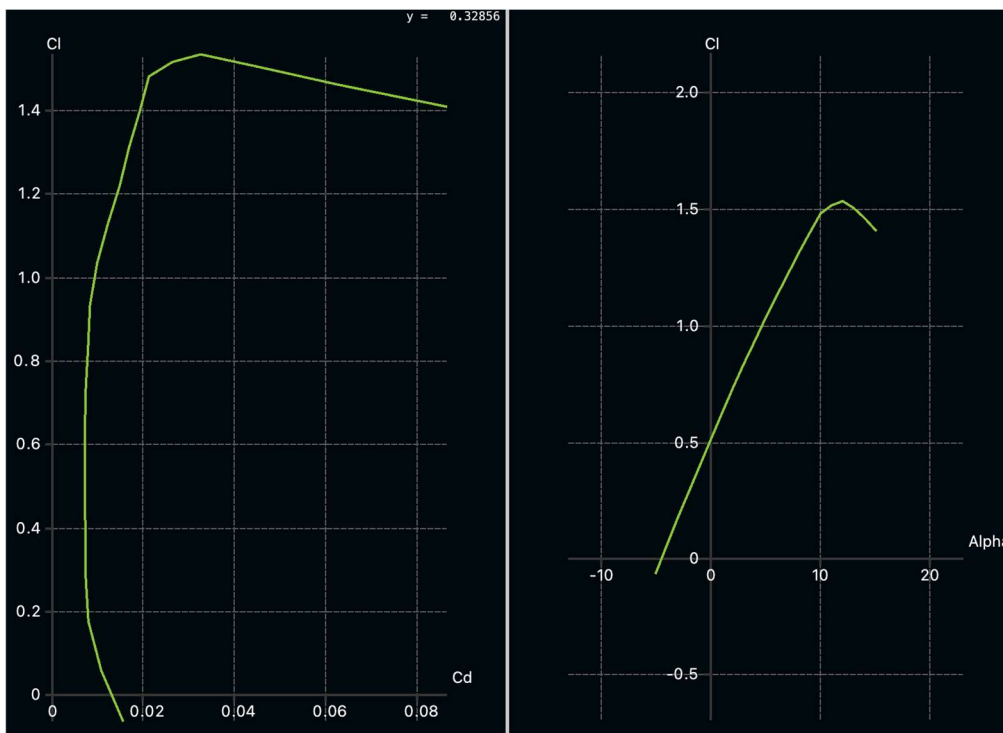
- Il modello doveva avere una efficienza massima a coefficienti di portanza sufficienti a garantire un volo realistico ed un basso rateo di discesa
- Il coefficiente di portanza massima doveva essere sufficientemente alto da poter rallentare il modello senza pericolo di stallo
- Nel volo lento lo stallo dell'ala doveva avvenire in modo controllato, progressivo e in punti definiti lungo l'apertura alare;
- Il modello doveva essere in grado di esprimere buone caratteristiche anche nel volo acrobatico, senza la ricerca di prestazioni estreme (tipiche di modelli di altra categoria). Questo è stato ottenuto mediante un adeguato dimensionamento delle superfici mobili.
- L'architettura generale del modello (posizionamento di ali e superfici di coda rispetto alla fusoliera) è stato mantenuto come dall'aliante originale

### Scelta dei profili e progetto preliminare

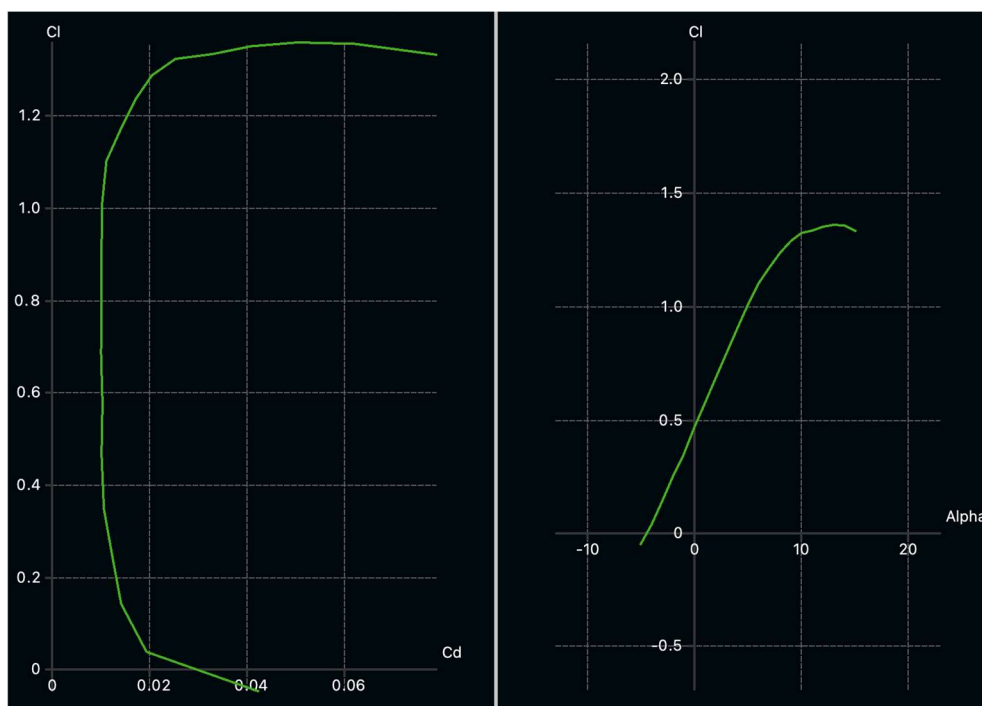
Dato che le proporzioni delle superfici portanti sono fissate dal rapporto di scala, il primo step del progetto aerodinamico si è concentrato sulla scelta del profilo alare. Nel caso di una pianta alare come quella dell'ASK-13 (trapezia con rapporto di rastremazione di 0.39, freccia positiva di 6°), era importante tenere a mente che la deformazione flessionale dell'ala (ovvero la deformazione dell'ala attorno lungo l'asse longitudinale) dovuta alla portanza, induce anche uno svergolamento a cabrare (fenomeno legato allo scorrimento del flusso aerodinamico in direzione trasversale al moto), che aumenta andando dalla radice verso l'estremità. Questo ha un impatto da un lato su come l'ala stalla, dall'altro sulla possibile insorgenza di fenomeni di flutter.

Volendo ottenere comunque un modello con un alto rapporto tra portanza e resistenza (efficienza), sono stati selezionati due profili relativamente sottili e allo stesso tempo molto efficienti: il Wortmann FX 60-100 (spessore 10%) e il S4062 (spessore 9%). Questi due profili sono stati selezionati tra un insieme di altri profili "candidati" perché dimostravano il miglior comportamento globale durante le simulazioni, come descritto di seguito.

Tutte le simulazioni sono state fatte a una velocità di riferimento di circa 100 km/h, che è stata presa come velocità di riferimento per il volo caratteristico di questo modello. Da qui derivano i numeri di Reynolds caratteristici per i profili alla radice e all'estremità delle semiali.



**Figura 1:** Curva Polare e  $CL(\alpha)$  del profilo FX 60-100 calcolata a  $Re\ 661.000$ , corrispondente a una velocità di volo di circa 100 km/h alla radice dell'ala



**Figura 2:** Curva Polare e  $CL(\alpha)$  del profilo S4062 calcolata a  $Re\ 260.000$ , corrispondente a una velocità di volo di circa 100 km/h all'estremità dell'ala

Nella Figura 1 e 2 di sinistra si nota come il profilo abbia la capacità di mantenere un coefficiente di resistenza basso e circa costante per un intervallo di coefficienti di portanza

sufficientemente ampio. Questo suggerisce un buon funzionamento dell'ala in diverse condizioni di volo, a velocità coerenti con la natura stessa del modello, ovvero una riproduzione.

Nella Figura 1 e 2 di destra si nota come il coefficiente di portanza abbia un buon campo di linearità rispetto all'incidenza e che il limite dello stallo viene raggiunto per incidenze sufficientemente elevate (circa  $13^\circ$ ). Questo suggerisce un buon comportamento a velocità ridotte e in acrobazia.

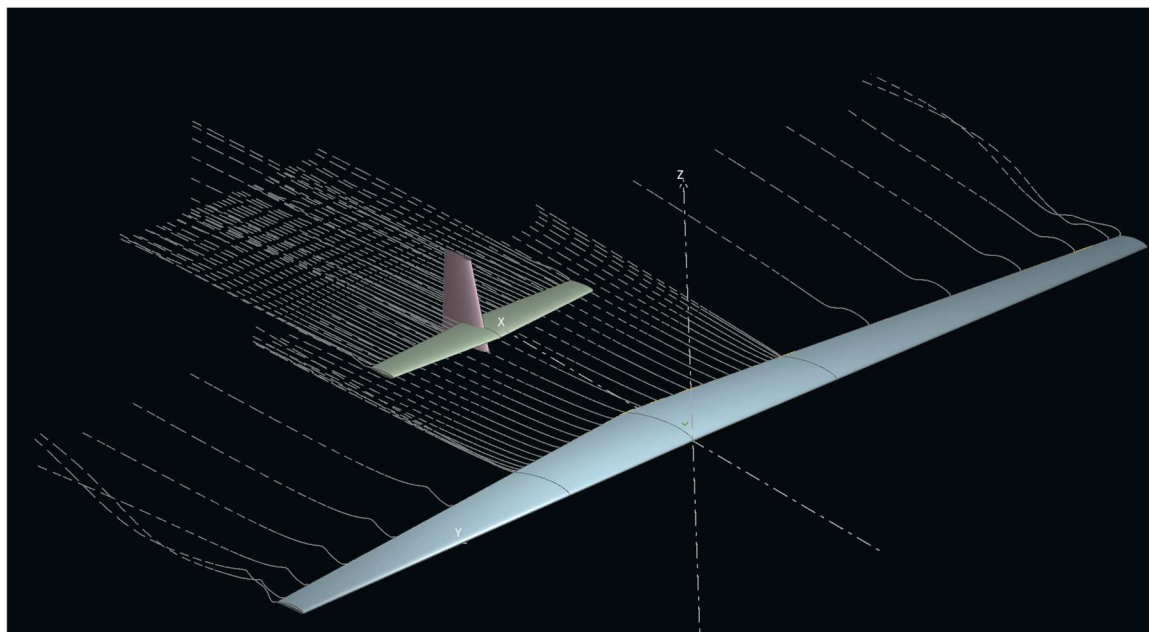
Al fine di ottenere anche una adeguata distribuzione di portanza lungo l'apertura alare, dopo diverse simulazioni, si è scelto di utilizzare il profilo FX 60-100 per i primi 55 cm della semi-apertura, successivamente il profilo evolve in modo continuo fino al S4062 all'estremità. In questo modo si sono ottenute le caratteristiche di stallo e di distribuzione di portanza volute senza bisogno di dare un angolo di svergolamento geometrico all'ala.

Queste considerazioni sono state verificate con simulazioni aerodinamiche tridimensionali, basate su modelli semplificati (metodo a pannelli), che hanno permesso di valutare alcuni aspetti fondamentali:

- Valutare le prestazioni aerodinamiche globali (efficienza max, curva polare, punto di stallo, ...)
- Trovare il punto di centraggio approssimato
- Valutare la distribuzione di portanza lungo l'apertura e la progressione di stallo
- Valutazione delle prestazioni del modello con e senza flap

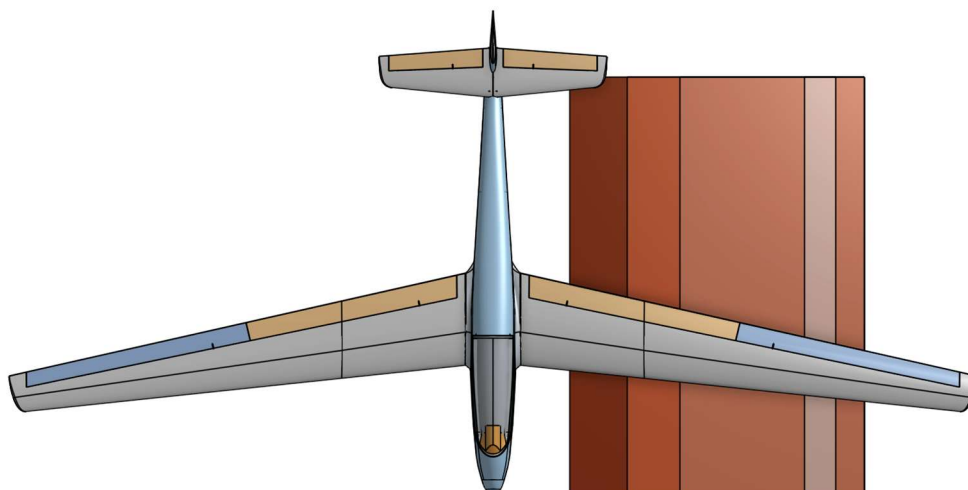
Il vantaggio di queste simulazioni è dato dalla possibilità di verificare molteplici configurazioni (profili, geometrie, condizioni di volo) in tempi relativamente limitati. I risultati, sebbene approssimati, costituiscono comunque una buona indicazione del comportamento del modello. A fronte di questi vantaggi tuttavia, la competenza tecnica nell'interpretazione dei dati di output è fondamentale per la buona riuscita dell'intero progetto.

Le simulazioni preliminari, hanno confermato un ottimo comportamento del modello "semplificato" formato solo da ala più piani di coda: una efficienza massima superiore a 35 (in linea con l'aliante full scale, considerando anche la fusoliera) e una bassa resistenza globale. La figura 3 riporta una rappresentazione del modello semplificato usato per questi test.



**Figura 3:** Rappresentazione del modello semplificato utilizzato. Sono rappresentate anche alcune linee di flusso, da cui si nota chiaramente la scia vorticoso che si stacca dal bordo di uscita dell'ala

Utilizzando altre simulazioni a diversi angoli di incidenza si può stimare come si genera e si propaga lo stallo lungo l'apertura alare. La scia turbolenta dello stallo si mantiene fuori dalla zona che investe il piano di coda orizzontale, ad indicare una buona possibilità di manovrare l'aliante anche durante la fase di stallo.

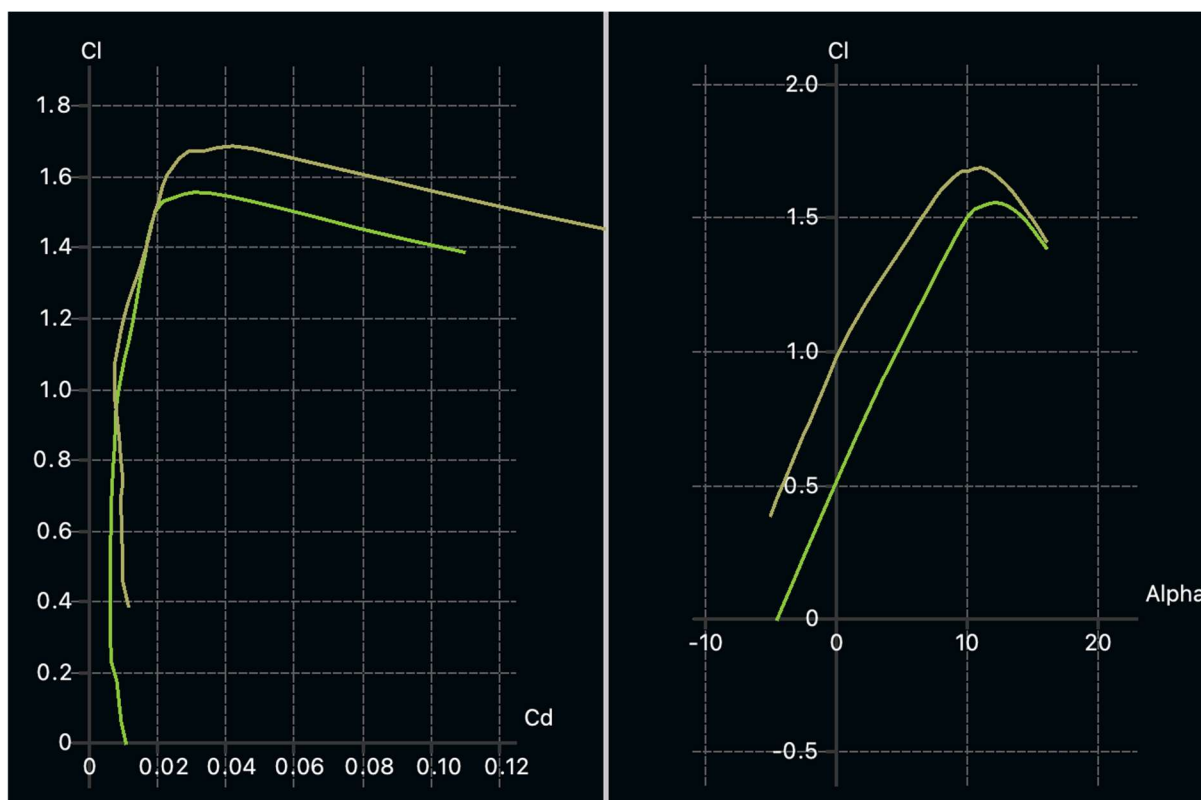


**Figura 4:** Propagazione dello stallo tra  $11.5^\circ$  (superficie rosso chiaro) e  $13.5^\circ$  di incidenza (superficie completa fino a rosso scuro). L'elevatore rimane sempre fuori dalla scia della parte di ala stallata

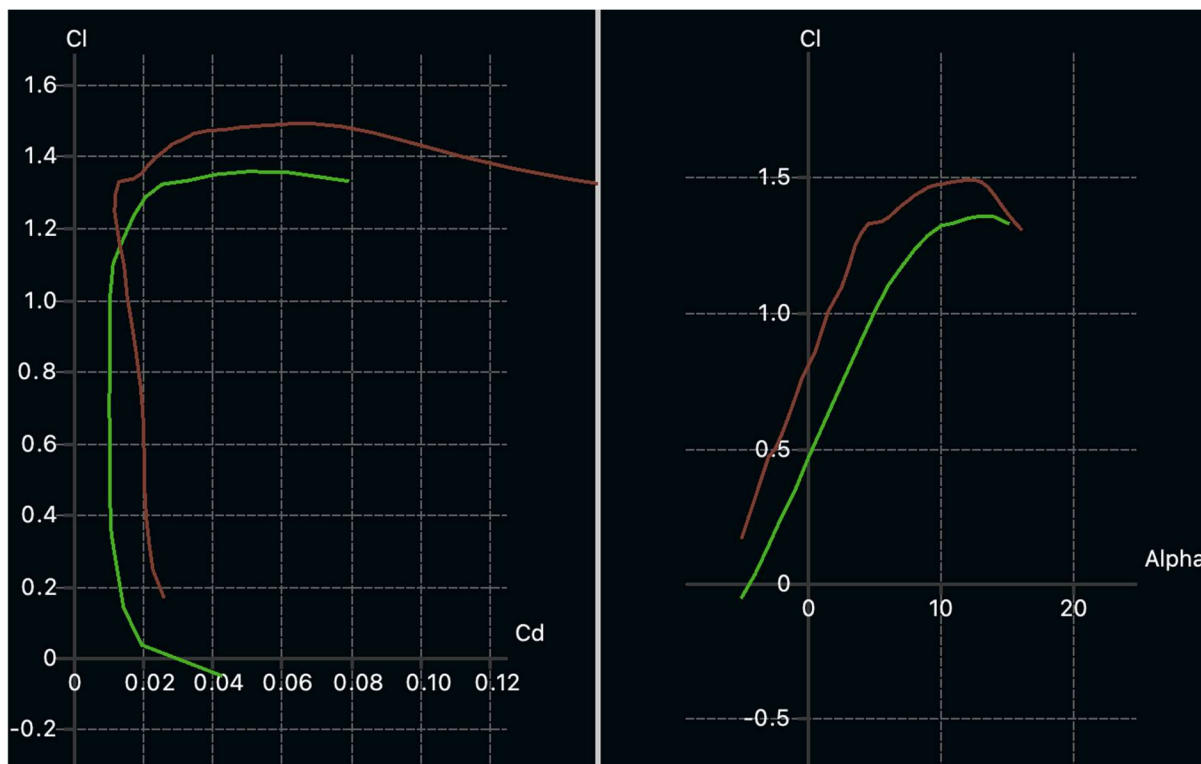
Per verificare anche il comportamento dei profili con e senza flap, a diversi angoli di inclinazione sono state fatte simulazioni apposite sui profili, assumendo diversi gradi di deflessione di alettoni e flap.

Da queste ultime, si è visto ad esempio che i flap raggiungono la loro massima efficacia (miglior compromesso tra portanza massima, resistenza e angolo di portanza massima) quando sono deflessi di 7 gradi. Questo è stato il set-up di partenza per la fase di volo "termica". Le figure di seguito riportano un confronto fra il comportamento del profilo normale e flappato.

Le curve dei profili flappati mostrano ovviamente un certo incremento del coefficiente di portanza massimo e una maggior pendenza della curva di portanza rispetto all'incidenza. Questi fattori dimostrano come i flap siano efficaci a mantenere in volo il modello a basse velocità. Ovviamente il prezzo che si paga è una maggiore resistenza, dato che il flap genera un disturbo al flusso aerodinamico attorno al profilo.

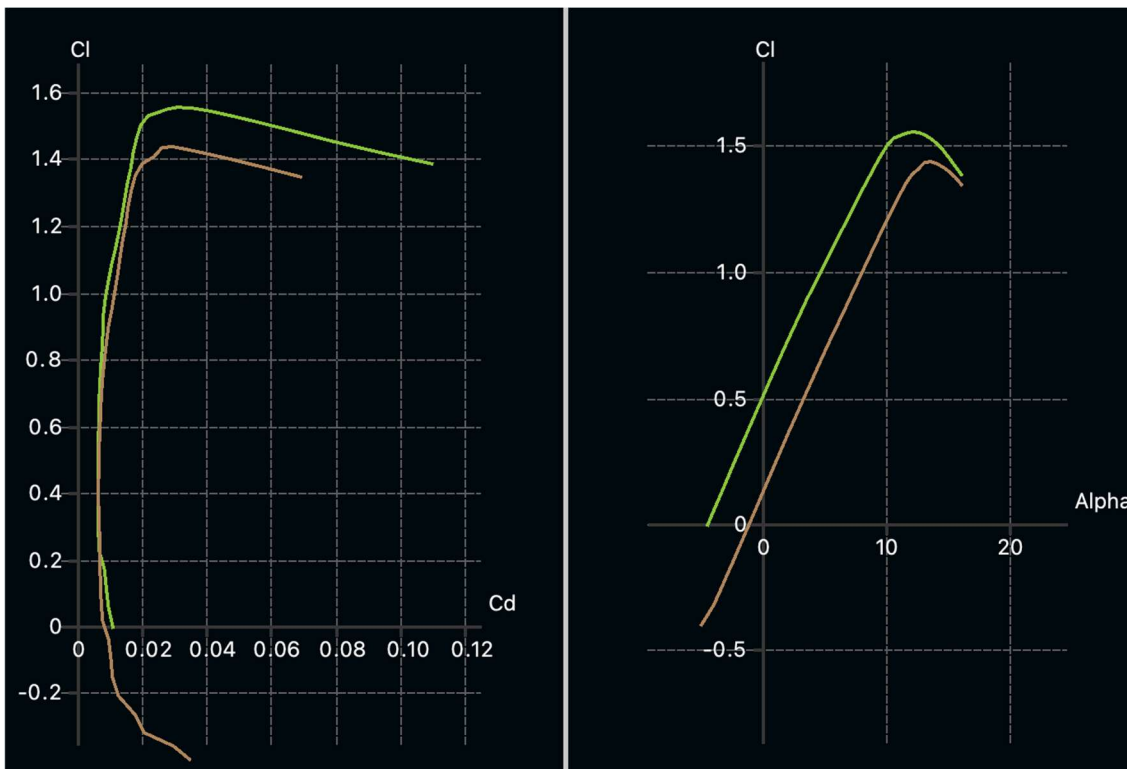


**Figura 5:** Curva Polare e  $Cl(\alpha)$  del profilo FX 60-100 con e senza Flap a  $7^\circ$ , calcolata a  $Re$  661.000 (curva verde: profilo normale; curva gialla: profilo flappato)

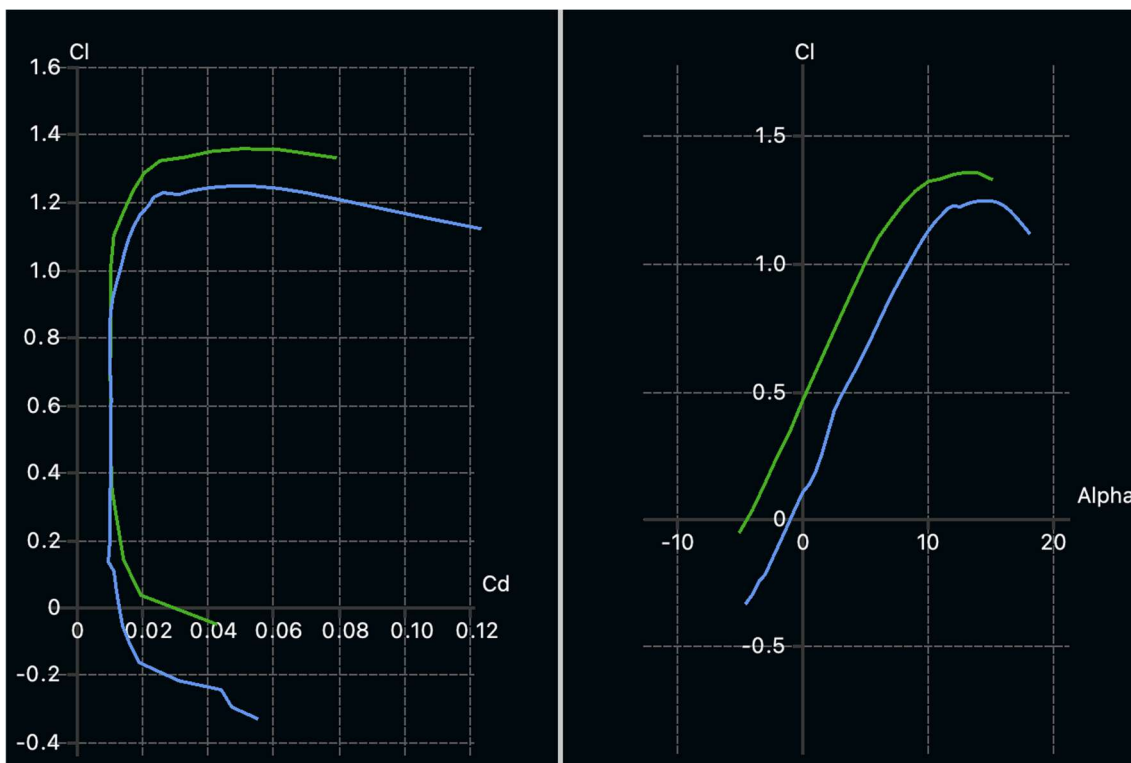


**Figura 6:** Curva Polare e  $CL(\alpha)$  del profilo S4062 con e senza Flap a  $7^\circ$ , calcolata a  $Re$  260.000 (curva verde: profilo normale; curva rossa: profilo flappato)

In egual modo, si sono fatte simulazioni con le superfici mobili orientate verso l'alto. Queste hanno permesso di definire la fase di volo "speed", grazie alla quale l'ASK-13R consente un volo dinamico e divertente arrivando all'esecuzione delle principali figure acrobatiche. Le figure di seguito riportano le polari e le curve del coefficiente di portanza in configurazione "speed": come atteso ruotare flap e alettoni verso l'alto ha come effetto una traslazione verso il basso delle curve del profilo pulito. In termini pratici, a parità di assetto il modello volerà più velocemente.



**Figura 7:** Curva Polare e  $CL(\alpha)$  del profilo FX 60-100 con e senza flap in posizione Speed ( $5^\circ$  verso l'alto), calcolata a  $Re\ 661.000$  (curva verde: profilo normale; curva marrone: profilo flappato)



**Figura 8:** Curva Polare e  $CL(\alpha)$  del profilo S4062 con e senza flap in posizione Speed ( $5^\circ$  verso l'alto), calcolata a  $Re\ 260.000$  (curva verde: profilo normale; curva blu: profilo flappato)

Da ultimo, le dimensioni delle superfici mobili (alettoni, flap, timone e equilibratore). Queste non sono state definite in base alla scala del modello, bensì sono state maggiorate mantenendo proporzioni più tipiche di modelli acrobatici. Questo consente al modello di avere ottimi ratei di rollio, beccheggio e imbardata, utili nel volo acrobatico.

Per lo stabilizzatore è stato scelto il profilo NACA0012. Questo si è dimostrato il più adatto in termini di resistenza, spazio interno (possibilità di alloggiare i servi) e caratteristiche di stallo. Infine, la deriva ha un profilo simmetrico dedicato, che consente di controllare il modello anche ad alti angoli di imbardata (ad esempio in manovra, o in condizioni di vento traverso), di garantire lo spazio per alloggiare il servo del timone e allo stesso tempo integrare in modo preciso la cerniera del timone stesso.

A questo punto il progetto aerodinamico preliminare si è concluso.

### Progetto di dettaglio

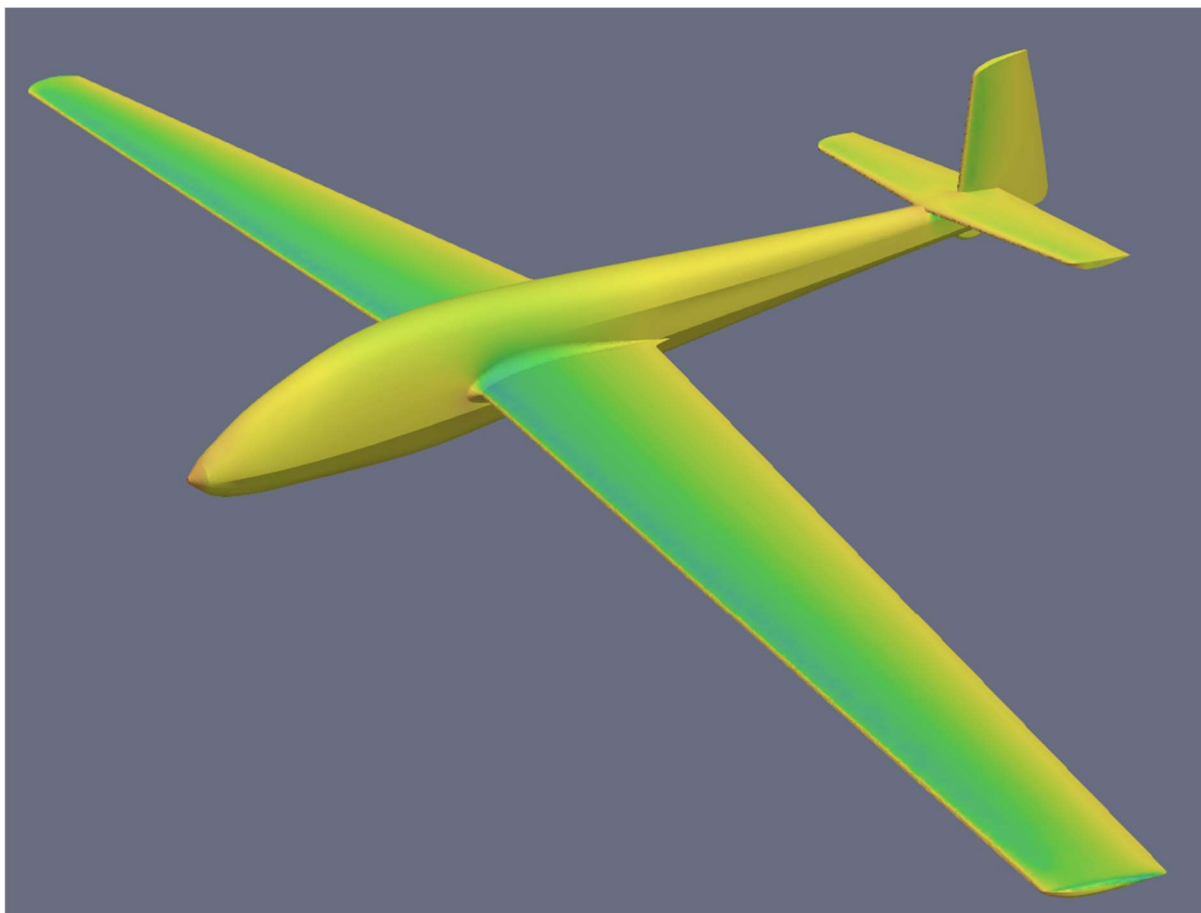
Al fine di verificare in dettaglio il comportamento aerodinamico locale in alcuni punti del modello, sono state fatte anche simulazioni numeriche avanzate (Computational Fluid Dynamics o CFD). Dato che i modelli utilizzati per fare questo tipo di calcoli sono piuttosto pesanti dal punto di vista della potenza di calcolo richiesta, si sono utilizzati diversi processori, che hanno lavorato in parallelo per calcolare le soluzioni.

Queste simulazioni sono state utilizzate principalmente per:

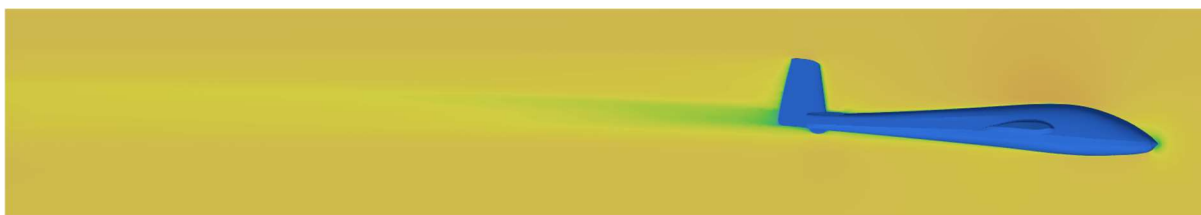
- valutare eventuali aree di separazione del flusso di aria in zone particolarmente complesse (interfaccia ala-fusoliera, coda della fusoliera). Questa zona è particolarmente complicata dal punto di vista aerodinamico, a causa dell'interferenza che si genera tra flusso che investe l'ala e flusso attorno alla fusoliera. Di conseguenza, se non ottimizzata, questa parte può essere fonte di notevole resistenza aerodinamica;
- valutare lo stallo dell'ala a incidenze medio-alte ( $5-10^\circ$ ), dove i modelli semplificati usati nel progetto preliminare risultano meno precisi (è quindi necessario validare i risultati con un altro metodo di calcolo più preciso);
- visualizzare il flusso, campi di velocità e pressione attorno al modello completo, per comprendere in modo approfondito l'aerodinamica del modello in ogni sua parte;
- visualizzare gli elementi del modello che più concorrono a creare resistenza per capire se ci sono zone la cui forma può essere ottimizzata;
- Stimare la curva di portanza del modello completo, in modo da poterla confrontare con quella ottenuta in precedenza con i modelli semplificati e validare così le soluzioni ottenute.



Le immagini di seguito riportano solo alcuni dei risultati ottenuti. Per una spiegazione approfondita di argomenti specifici, invitiamo i lettori a contattarci: saremo felici di discutere insieme ogni dettaglio del nostro ASK-13R!

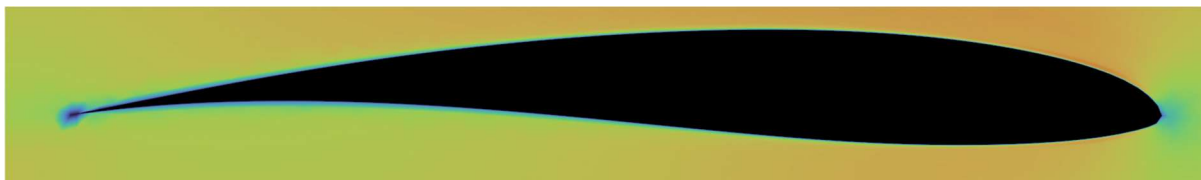


**Figura 9:** Distribuzione delle pressioni sul modello a una data incidenza e velocità (in rosso le zone a bassa velocità/alta pressione, in verde e blu le zone a alta velocità / bassa pressione). La distribuzione di pressione sul modello è in accordo a quanto atteso, anche considerando le simulazioni preliminari: si notano i punti di ristagno sulla punta della fusoliera, sul bordo di attacco delle ali e dei piani di coda. Inoltre sul dorso dell'ala si genera una zona di bassa pressione (in verde), che è legata alla generazione di portanza dell'ala stessa.

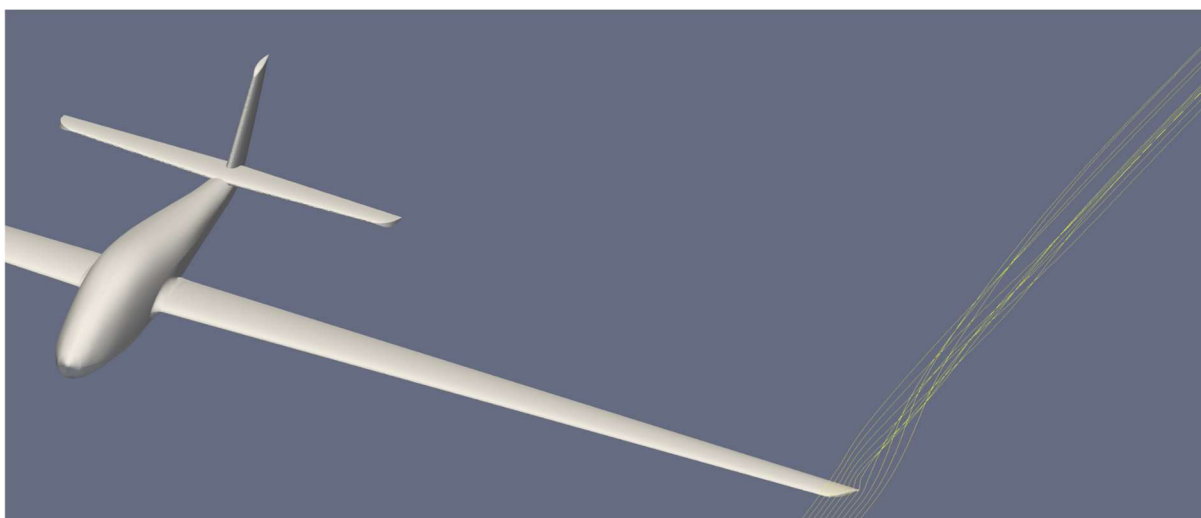


**Figura 10:** Distribuzione delle velocità nelle vicinanze del modello. Si nota chiaramente la zona a velocità leggermente più alta nella zona dietro alla capottina (colore arancio/rosso), e

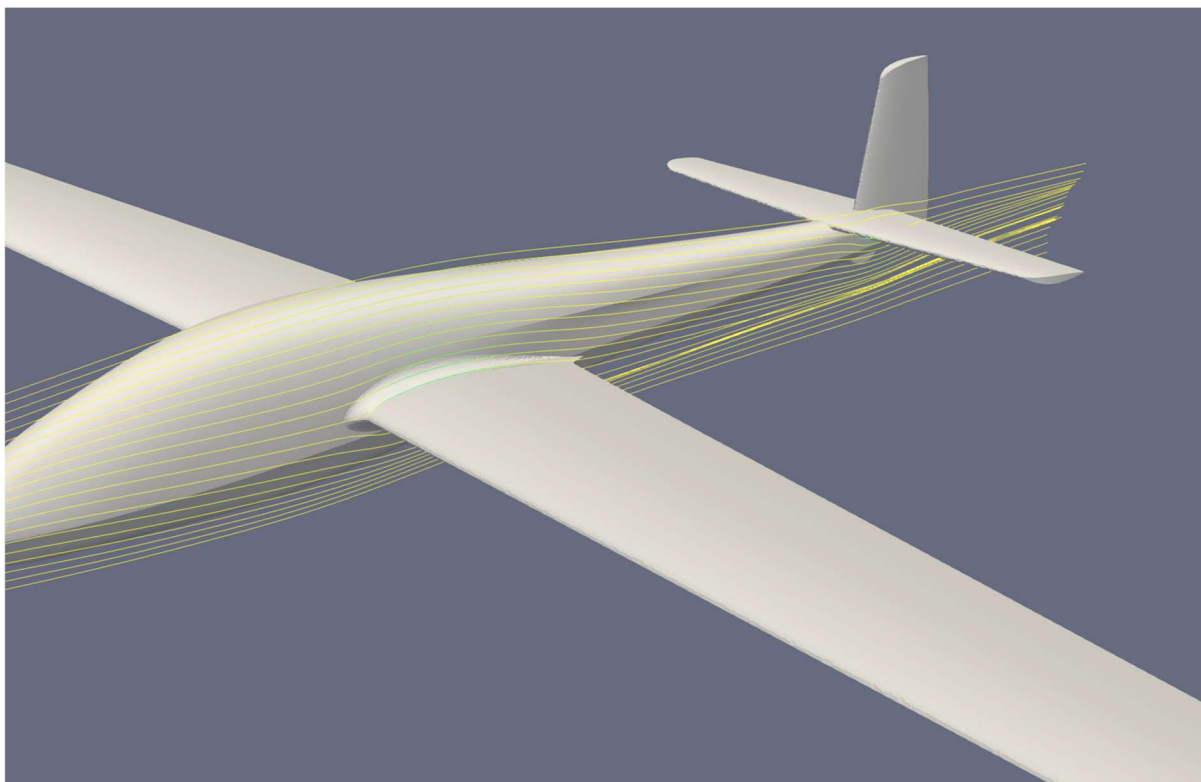
la scia a bassa velocità dietro al modello (in verde). È importante valutare la distribuzione di velocità attorno alla fusoliera del modello, per assicurarsi che il flusso si mantenga aderente al modello stesso in ogni parte della fusoliera. Inoltre, la forma e la distribuzione di velocità nella zona della scia forniscono una indicazione sulla resistenza complessiva della fusoliera e del modello nel suo insieme.



**Figura 11:** Rappresentazione del campo di velocità attorno al profilo alare, a 50 cm dalla radice. La zona verde/blu tutta attorno al profilo è la zona di strato limite, molto sottile. In generale si cerca di ottenere un flusso di questo tipo per un ampio spettro di condizioni di volo, in modo da assicurare che il profilo dell'ala si trovi in condizioni di funzionamento ottimali.



**Figura 12:** Rappresentazione della scia vorticoso all'estremità alare. Questi vortici sono dovuti alla differenza di pressione che c'è tra dorso e ventre dell'ala nella zona vicina all'estremità alare. I risultati di questa simulazione tridimensionale sono molto coerenti (in termini di forma) con i risultati ottenuti nelle simulazioni semplificate durante il progetto preliminare. Anche questo risultato contribuisce a validare le simulazioni tridimensionali fatte.



**Figura 13:** Rappresentazione della velocità del flusso nella zona dell'interfaccia ala-fusoliera. Si nota come il flusso rimanga sempre aderente alla superficie del modello, ad indicare che non ci sono separazioni neanche a livello locale. Da questa vista si vede anche come lo stabilizzatore si trovi investito dal flusso "disturbato" a valle dell'ala (da notare che in questo caso il modello è lontano dalla condizione di stallo).

### **Il miglioramento aerodinamico applicato al design**

Il progetto aerodinamico completo e l'analisi di tutti i dati ottenuti ci hanno condotto ad applicare alcuni particolari modifiche alla forma del modello, rispetto all'aliante originale. Queste modifiche ci hanno permesso da una parte di ammodernare il design dell'aliante originale, dall'altra di ottimizzare l'aerodinamica del modello. Naturalmente, i tratti peculiari del ASK-13 sono stati mantenuti:

- stabilizzatore posizionato davanti alla deriva
- ala a freccia negativa di 6°.

Altre soluzioni progettuali tipiche del ASK-13 sono state modificate:

- fusoliera con fiancate lineari come il design originale, ma ottimizzando la sezione trasversale per ridurre la resistenza della fusoliera stessa
- timone con una nuova forma più moderna, mantenendo le stesse proporzioni e assicurando una rapida risposta ai comandi
- pattino posteriore sotto alla fusoliera con un nuovo design, ottimizzato per migliorare il flusso aerodinamico locale e minimizzare la resistenza

- 
- Superfici di controllo sulle ali e sull'equilibratore maggiorate, per assicurare la migliore manovrabilità.

Infine, alcuni componenti sono stati integrati con un design completamente nuovo e moderno. Questo ha permesso di migliorare ancora l'efficienza aerodinamica riducendo la resistenza globale, a favore di un migliore rapporto Portanza/Resistenza:

- Capottina: la forma della capottina originale è fonte di resistenza aggiuntiva, a causa della forma "a bolla". Quindi, nel nuovo ASK-13R abbiamo disegnato una nuova capottina con un profilo continuo, che stabilizza il flusso sulla parte superiore della fusoliera, dal naso fino alla coda
- trave di coda: la parte della fusoliera dietro all'ala, fino alla deriva, è stata ridisegnata per mantenere lo strato limite attorno alla fusoliera il più sottile possibile in un ampio range di velocità e assetti di volo
- estremità alari: l'angolo delle estremità alari è stato scelto specificatamente per ridurre l'intensità dei vortici di estremità alari, anche senza l'uso di winglets
- stabilizzatore: lo stabilizzatore orizzontale ha un allungamento maggiore rispetto all'aliante originale, per ridurre la Resistenza Indotta e contribuire a un miglior angolo di planata
- profili alari: specificatamente scelti per questo modello, come descritto in dettaglio in questo Studio Aerodinamico