

**ALMA MATER STUDIORUM - UNIVERSITA' DI BOLOGNA**

---

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA  
-Sede di Forlì-

CORSO DI LAUREA  
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE  
Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA  
In Disegno Assistito Dal Calcolatore

**STUDIO E OTTIMIZZAZIONE DELLA IPERSOSTENTAZIONE  
DEL VELIVOLO V-173**

CANDIDATA  
Ragazzi Lena

RELATORE  
Prof. Ing. Piancastelli Luca

Anno accademico 2012/2013  
Sessione III



## Abstract

Il presente lavoro di tesi ha avuto come scopo principale quello di eseguire uno studio della ipersostentazione di un velivolo non convenzionale degli anni '40, il Vought V-173 Flying Pancake. Per realizzare l'intero lavoro si sono adoperati dei software di fluidodinamica computazionale come Flow Simulation di SolidWorks e il programma JavaFoil, inoltre, si è scelto l'ambiente Matlab di supporto ai calcoli e per rappresentare i risultati ottenuti a seguito delle simulazioni, realizzando script e funzioni per l'approssimazione di questi e la loro successiva raffigurazione grafica.

In particolar modo, a partire dal modello tridimensionale in SolidWorks del V-173 si sono ricreate le curve  $C_L-\alpha$  e  $C_D-\alpha$  a partire dai punti ottenuti dalle simulazioni per diverse configurazioni del velivolo. In una prima fase si è valutata l'aerodinamica del velivolo 'pulito' senza la presenza delle eliche e di ipersostentatori, successivamente si sono seguite due strade diverse per valutare il comportamento del velivolo: nel primo caso si sono eseguiti studi dell'aerodinamica del Pancake in presenza degli ipersostentatori già presenti sul velivolo (i plain flap), proponendo soluzioni alternative per migliorare l'ipersostentazione del V-173 tramite spillamenti (slots) e diverse configurazioni di vortex generator che energizzassero lo strato limite e ottimizzassero le prestazioni del velivolo con particolare attenzione alla fase di atterraggio. In secondo luogo, tenendo in considerazione che il Pancake è un aeroplano bielica, si è voluta studiare l'influenza delle due eliche sulla sua aerodinamica: dopo aver riprodotto nel modo più verosimile entrambe le eliche utilizzando SolidWorks si è fatto uno studio di massima ricavando risultati che potessero indicare la compatibilità tra elica e velivolo a seguito dei risultati sperimentali ottenuti con Flow Simulation.

In conclusione con la presente tesi si illustreranno gli studi eseguiti sull'ipersostentazione, commentandone i risultati e proponendo soluzioni alternative e migliorie di sviluppo.



# Sommario

Abstract .....	3
Sommario .....	5
Capitolo 1 – Il Vought V-173 .....	9
1.1 Cenni storici .....	9
1.1 Progetto originale .....	10
1.2 Prove di volo .....	11
Capitolo 2 - Programmi utilizzati.....	12
Capitolo 3 - Studio dell'ipersostentazione del V-173 .....	15
3.1 Dati di input in Flow Simulation .....	15
3.2 Costruzione delle curve $C_L-\alpha$ e $C_D-\alpha$ .....	17
Capitolo 4 - Progetto e verifica delle eliche.....	20
4.1 Fase di progettazione.....	21
4.1.1 Calcolo delle caratteristiche palari con programma JavaProp .....	23
4.1.2 Procedura di calcolo delle caratteristiche palari con il metodo di Theodorsen .....	24
4.1.4 Costruzione dell'elica .....	27
4.2 Analisi delle prestazioni dell'elica .....	28
4.3 Resistenza delle eliche a motori spenti.....	29
Capitolo 5 - L'ipersostentazione e il contributo durante l'atterraggio.....	31
5.1 Ricostruzione delle curve $C_L-\alpha$ e $C_D-\alpha$ per il velivolo con ipersostentatori: plain flaps.....	31
5.1.1 Confronto delle curve $C_L-\alpha$ $C_D-\alpha$ con e senza flap e considerazioni su altri ipersostentatori.....	32
5.2 Sistemi di ipersostentazione alternativi .....	35
5.2.1 Ottimizzazione della sustentazione del V-173: vortex generator .....	35
5.2.3 Ottimizzazione della sustentazione del V-173: slots .....	40
5.3 Prestazioni di discesa a motori spenti.....	41
5.4 Fase di Atterraggio e l'influenza degli ipersostentatori .....	43
Capitolo 6 - L'effetto delle eliche sull'aerodinamica del Pancake .....	47
6.1 Comportamento ad elevate incidenze del velivolo senza eliche .....	47
6.2 Comportamento del velivolo con eliche.....	48
6.3 Valutazione delle velocità di crociera .....	52
Conclusioni e sviluppi futuri.....	55

Bibliografia .....	56
Appendice .....	59

## Indice dei grafici

Grafico 1 – Andamento delle curve $C_L-\alpha$ $C_D-\alpha$ per il Pancake senza eliche ed ipersostentatori .....	19
Grafico 2 – Andamento del fascio di funzioni del diametro, rappresentati la corda per ciascuna sezione della pala. ....	26
Grafico 3 – Andamento delle curve $C_p-\gamma$ $C_T-\gamma$ $\eta-\gamma$ .....	29
Grafico 4 – Andamento delle curve $C_L-\alpha$ $C_D-\alpha$ per il velivolo senza eliche e in presenza dei plain flap. ....	32
Grafico 5 – Sovrapposizione delle curve di portanza e di resistenza del velivolo con e senza flap. .	33
Grafico 6 – Sovrapposizione dei punti sperimentali nelle diverse configurazioni di ipersostentazione. ....	39
Grafico 7 – Andamento dei punti sperimentali oltre la zona di stallo. ....	47
Grafico 8 – Confronto dell’andamento dei punti $C_L-\alpha$ e $C_D-\alpha$ del velivolo con e senza eliche. ....	51
Grafico 9 – Curve sperimentali di spinta richiesta (blu e rossa) e curve sperimentali di spinta disponibile a diversi giri. ....	53

## Indice delle figure

Figura 1 – Prototipo discoidale con configurazione triposto, senza stabilizzatori orizzontali [1].....	9
Figura 2 – Rappresentazione della pianta bi ellittica del profilo del Pancake a partire da un cerchio. ....	11
Figura 3 – Raffigurazione della mesh di precisione in FS .....	13
Figura 4 – Schema delle proiezioni delle forze nelle direzioni caratteristiche. ....	16
Figura 5 – Andamento del profilo Clark Y [8] .....	22
Figura 6 – Triangoli di velocità del profilo della pala dell’elica [12].....	27
Figura 7 – Vista frontale dell’elica, particolare della funzione ‘ripetizione’ di SW.....	28
Figura 8 - Vista del bordo d’uscita basso del Pancake [15].....	34
Figura 9 – Esempio di VG [17].....	35

Figura 10 – VG a c/3 con particolare .....	37
Figura 11 - Cut Plot delle pressioni in prossimità di stallo con VG a c/3: grande depressione a c/10 .....	38
Figura 12 - Modello CAD del Pancake con slot e immissione del flusso energizzato sul dorso .....	40
Figura 13 – Rappresentazione delle forze in fase di atterraggio .....	44
Figura 14 – Sistema di forze del velivolo completo .....	48
Figura 15 – Separazione ad $\alpha=56^\circ$ dell'assieme con eliche.....	50
Figura 16 – Condizione $22^\circ$ , sopra V-173 senza eliche in fase di stallo, sotto V-173 con eliche e stato limite attaccato.....	52

## Indice delle tabelle

Tabella 1 – Valori degli spazi di frenata in diverse condizioni della pista e per diversi ipersostentatori.....	45
--	----

## Acronimi

CAD	→	Computer-Aided Drafting
$C_D$	→	Coefficiente di resistenza
CFD	→	Computational Fluid Dynamics
$C_L$	→	Coefficiente di portanza
D	→	Resistenza
FS	→	Flow Simulation
L	→	Portanza
NACA	→	National Advisory Committee for Aeronautics
SdR	→	Sistema di Riferimento
STOL	→	Short Take Off and Landing
SW	→	SoliWorks
2D	→	Two Dimensional
3D	→	Three Dimensional



# Capitolo 1 – Il Vought V-173

## 1.1 Cenni storici

L'aeroplano Vought V-173 è un progetto degli anni '30 dell'Ingegnere Aeronautico Charles H. Zimmerman, dalla grande particolarità per gli anni di allora di avere una pianta di tipo discoidale (tutt'ala) la quale attribuì al velivolo anche il nome di Flying Pancake, letteralmente tradotto con "frittella volante".

L'idea di Zimmerman nasce nel 1933, quando propose il progetto di un velivolo discoidale ad una competizione di aerei civili organizzata dall'allora NACA. La particolarità progettuale era che il velivolo doveva raggiungere velocità elevate, avere capacità STOL (short take off and landing) e che potesse rimanere in hovering. Il progetto vinse il concorso, tuttavia la realizzazione del velivolo non andò in porto in quanto la NACA riteneva l'aeroplano troppo avanzato per l'epoca. Nonostante la decisione della NACA di accantonare l'idea, Zimmerman insieme ad altri due collaboratori (Richard Noyes e John McKeller) decisero di proseguire con lo sviluppo del progetto.

Negli anni a seguire (1934-35) furono costruiti diversi modelli a pianta discoidale per testare le più svariate prestazioni. Il progetto originario prevedeva il trasporto di tre passeggeri con la particolarità di dover restare in posizione prona per tutto il volo in modo da favorire l'aerodinamicità del profilo minimizzando lo spessore massimo frontale, e allo stesso tempo procurando scarso confort in cabina. [Figura 1]

Un altro problema che si presentò fu quello di non riuscire a sincronizzare i motori delle eliche, e ciò portò Zimmerman a ripetere simulazioni su prototipi in scala ridotta (e.g. ~50 cm di apertura alare). A seguito di diverse prove, il modello rispose alle aspettative attese, tantoché la NACA valutando i video dei test si interessò al progetto per l'industria militare.

Nell'anno 1937, in accordo con il Presidente della United Aircraft Corporation, Zimmerman si unì all'industria aeronautica Chance Vought Aircraft Division.

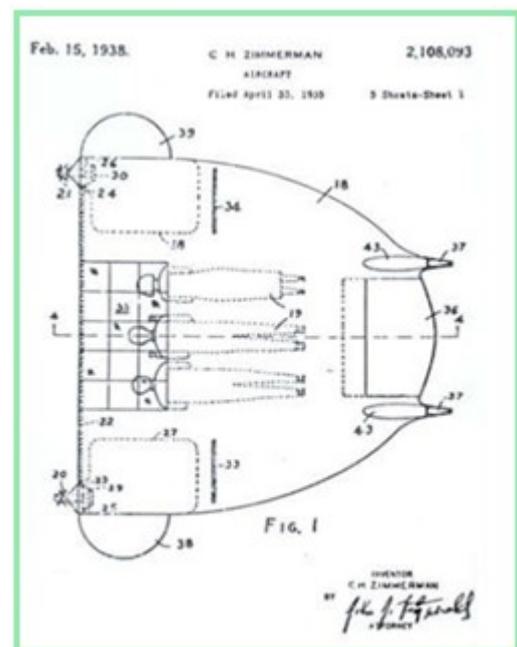


Figura 1 – Prototipo discoidale con configurazione triposto, senza stabilizzatori orizzontali [1]

Nel 1938 fu sviluppata una serie di aerei come V-170 il V-171 e il V-172, tutti progetti innovativi che però sono stati in seguito declinati dalla US Army. Successivamente si progettò il V-162, realizzando poi un suo modello alimentato elettricamente e azionato tramite telecomando da 2 piloti. I test per il V-162 furono eseguiti nell'hangar e i risultati furono così buoni che la US Navy diede dei fondi per effettuare ricerche più approfondite.

Dal 1939 sono iniziati ricerche e studi aerodinamici per migliorare la progettazione grazie ai finanziamenti della Marina. Fu il 1939 l'anno nel quale per la prima volta l'aereo discoidale venne chiamato V-173. Quest'ultimo divenne il più completo tra i velivoli discoidali di Zimmerman; gli ingegneri infatti avevano progettato una cabina di pilotaggio convenzionale in cui il pilota potesse sedersi. Inoltre a seguito dei feedback dei piloti furono inserite trimtab e gli ailerons laterali, e sono stati aggiunti altri componenti come i cuscinetti antivibrazioni per limitare l'entità delle vibrazioni delle eliche che avevano frequenze vicine alle frequenze proprie della struttura. [1] [2]

## 1.1 Progetto originale

La struttura fu realizzata interamente in legno per ridurre i pesi e aumentare così l'efficienza, anche se la sua realizzazione fu impegnativa e minuziosa; per quanto riguarda la copertura si utilizzò tessuto standard per ali nel proposito di risparmiare peso e denaro. Il V-173 era caratterizzato da due motori Continental A-80 da 80 h.p. ciascuno, con due eliche tripala di 5 m di diametro (anche se il progetto originale prevedeva eliche bipala) che proprio per la loro lunghezza comportavano una grande inclinazione della fusoliera a terra ( $22^\circ$ ). A causa del suo peso leggero il V-173 riusciva a decollare in aria calma con  $\sim 60$  m di pista. Con un vento di 25 nodi (12 m/s) riusciva a decollare sulla sua posizione senza corsa per il decollo. [3]

Per quanto riguarda la sezione del pancake si è utilizzato un profilo simmetrico, il NACA 0015.

La pianta alare era di  $\sim 50$  m<sup>2</sup> con forma ottenuta da un cerchio di diametro di  $\sim 8$  m. A partire dal cerchio, si è fatta una trasformazione di questo nella somma di due ellissi: si è preso il luogo dei punti medi tra il lato superiore e il diametro del cerchio, poi si è traslata ogni sezione in modo tale che i punti medi giacessero dove vi fosse precedentemente il diametro. Quindi si è ottenuta una funzione ellittica per la parte superiore ed un'altra ellittica per la parte inferiore (si può dimostrare che è proporzionale di 3 volte a quella sopra). Nel complessivo il Pancake è caratterizzato da un profilo ellittico, in modo da minimizzare il contributo della geometria della pianta sulla resistenza indotta. [Figura 2]

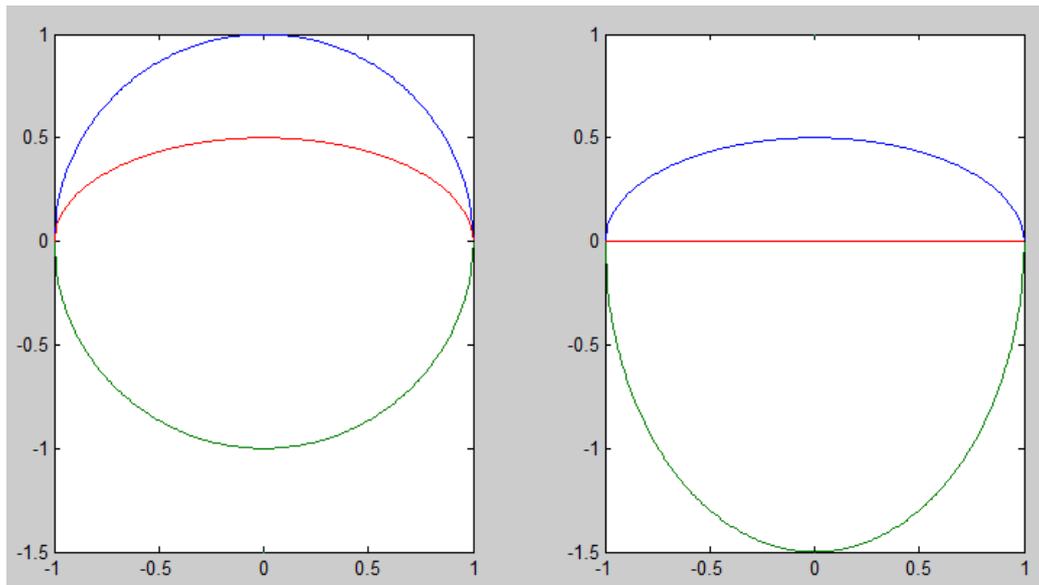


Figura 2 – Rappresentazione della pianta bi ellittica del profilo del Pancake a partire da un cerchio.

## 1.2 Prove di volo

Il primo test sul campo avvenne il 23/11/42 a Stratford, Connecticut e il suo primo pilota fu B. T. Guyton, un esperto pilota della marina e miglior pilota dell'epoca della Vought. Ci furono anche altri piloti e in tutto il prototipo volò 131 ore totali.

Tra i pochi incidenti avvenuti in queste fasi di collaudo si ricorda l'atterraggio di fortuna del pilota Lindbergh che ribaltò il velivolo quando si trovava a bassissime velocità nella spiaggia di Lordship Beach, non si registrarono grandi danni, solo la rottura di alcune pale delle eliche.

L'ultimo incidente, avvenne durante l'Air Show per il trentesimo anniversario della Chance Vought Aircraft nel 1947, durante il quale il velivolo fece fatica a prendere velocità e quota (a causa dell'aria molto calda) e per poco non si scontrò con i cavi dell'alta tensione finendo in un dirupo al termine della pista. Al termine della manifestazione il V-173 fece ritorno alle industrie Vought a Stratford in Connecticut e non fu più sviluppato il progetto. Prese il suo posto il progetto XF5U-1 Navy fighter. Il V-173 restò per vari anni nel magazzino della Naval Air Station in Norfolk, Virginia. Al giorno d'oggi è possibile vederlo in esposizione presso il Smithsonian Institution's Air Museum a Silver Hill, Maryland. [1]



## Capitolo 2 - Programmi utilizzati

- ♦ SolidWorks

SolidWorks è il programma principale utilizzato nell'ambito di questo lavoro, in quanto la sua funzionalità si è sfruttata sia per la modellazione tridimensionale delle parti del Pancake sia per la CFD con il tool Flow Simulation.

- ♦ Flow Simulation

Il programma utilizzato per la simulazione aerodinamica del modello 3D Flying Pancake è il tool Flow Simulation di SolidWorks.

Flow Simulation è uno strumento che fa uso di metodi ad elementi finiti. Esso suddivide il dominio fluido di input in tanti volumi, considerando le grandezze caratteristiche del fluido incognite in un determinato numero di punti di ogni volume, passando quindi da un sistema ad infinite incognite ad un numero di incognite finite. I valori delle grandezze caratteristiche in tutti gli altri punti del dominio sono successivamente estrapolati a partire dai valori trovati dalle incognite.

Tuttavia la soluzione trovata sarà approssimata ed avrà una precisione proporzionale al numero di volumi nel quale si è scelto di suddividere il dominio: aumentando il numero di questi volumi (e quindi diminuendone la dimensione) si aumenterà la precisione, ma a suo tempo crescerà anche il costo computazione che l'elaboratore dovrà sostenere per arrivare alla soluzione. [Figura 3]

Nel caso del suddetto lavoro di tesi si è scelto di lavorare per la maggior parte delle simulazioni con una precisione medio-alta, conseguenza del fatto che il numero di simulazioni da realizzare era molto elevato.

Trattandosi prevalentemente di curve da

ricostruire si è preferito ottenere risultati derivanti da un numero grande di simulazioni piuttosto che considerare un numero basso di prove ma all'altissima precisione. [4]

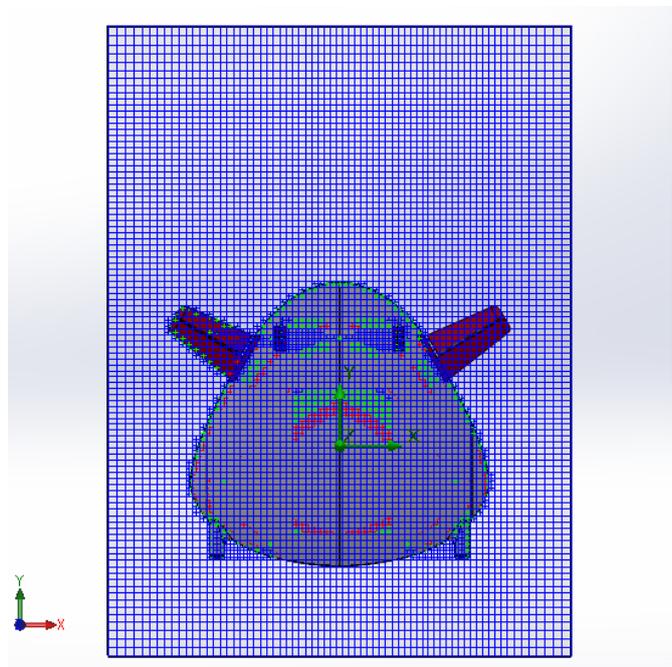


Figura 3 – Raffigurazione della mesh di precisione in FS

- ♦ Matlab

Un altro programma che si è utilizzato è Matlab. Questo è stato utile per la realizzazione di script per generare curve di interpolazione dei risultati sperimentali ottenuti in SW e soprattutto per la loro rappresentazione grafica e valutazione.

- ♦ Java Prop

E' uno strumento di progettazione in ambiente Java, che a partire da certi input in ingresso consente di ottenere i parametri geometrici per la creazione di una pala di elica. Riportando anche altre caratteristiche aerodinamiche e il disegno dell'elica da diverse viste.

- ♦ Java Foil

Per quanto riguarda il software JavaFoil questo ha proprietà simili a FS ma la sua caratteristica è quella di eseguire simulazioni fluide immediate su profili 2D. Infatti si è utilizzato tale programma per trovare risultati aerodinamici del profilo Clark Y utilizzato per la realizzazione delle pale dell'elica nel V-173.

## Capitolo 3 - Studio dell'ipersostentazione del V-173

Per studiare l'ipersostentazione del V-173 si è partito con la ricerca sperimentale dell'andamento delle curve  $C_L-\alpha$   $C_D-\alpha$  del velivolo pulito senza alcun tipo di ipersostentatore inserito e senza la presenza di eliche. I parametri  $C_L$  e  $C_D$  (rispettivamente coefficiente di portanza e di resistenza) sono funzione dell'angolo di incidenza  $\alpha$  a cui vola il velivolo, del numero di Reynolds  $Re$  e del numero di Mach. Quest'ultimo sotto la supposizione di fluido (aria) incomprimibile è stato trascurato nelle trattazioni. Inoltre il numero di  $Re$  influenzando sulle capacità dello strato limite a rimanere attaccato sarà implicitamente considerato imponendo per le simulazioni fattori che lo caratterizzano ( $\rho$ ,  $V$ ,  $l$ ).

A seguire saranno spiegate le modalità di simulazione con Flow Simulation e l'utilizzo dei dati generati, arrivando ad un risultato che sarà da riferimento per tutto il corso del lavoro.

### 3.1 Dati di input in Flow Simulation

Per ricostruire l'andamento delle curve  $C_L-\alpha$   $C_D-\alpha$  sono state eseguite tante simulazioni quanti gli angoli di incidenza considerati. Per ciascuna simulazione si è variata l'incidenza con la quale l'aria investe il Pancake, e questo non si è fatto inclinando il velivolo ad ogni simulazione rispetto al suo SdR ma si è variata la condizione al contorno, nonché i contributi della velocità in  $y$  e  $z$ , lasciando costante il modulo della velocità considerata.

I parametri di input necessari per le simulazioni in Flow Simulation sono:

- ♦ Fluido: si è considerata aria standard già presente in FS.
- ♦ Condizioni ambientali: per tutte le simulazioni si è scelta la quota di 1200 m con  $T=280.36$  K,  $p=87718$  Pa,  $\rho=1.109$  kg/m<sup>3</sup>,  $a=335.66$  m/s e  $v=1.6069$  m<sup>2</sup>/s
- ♦ Velocità: 50 m/s
- ♦ Inserimento del dominio per le simulazioni: per un corpo 3D il dominio deve essere maggiore del corpo stesso. Maggiore è il dominio maggiore è il tempo computazionale del software per arrivare al risultato.
- ♦ Eventuale presenza di regioni rotanti.

- ♦ Parametri ricercati o goals, con possibilità di inserire anche delle equazioni desiderate per la convergenza.

Due delle grandezze che si sono ricercate nelle simulazioni sono la forza  $F_z$  e la  $F_y$  necessarie per calcolare il  $C_L$  e il  $C_D$ . Per incidenza  $\alpha=0^\circ$  tali grandezze coincidono rispettivamente con la Lift e la Drag. In realtà avendo fatto le simulazioni a diverse incidenze, per riuscire a ricavare L e D tali forze si sono dovute proiettate nelle direzioni caratteristiche. Considerando che la Portanza è la risultante perpendicolare alla velocità, mentre la Resistenza è quella parallela, si è arrivato alle seguenti espressioni [Figura 4]:

$$L = F_z \cos(\alpha) - F_y \sin(\alpha)$$

$$D = F_z \sin(\alpha) + F_y \cos(\alpha)$$

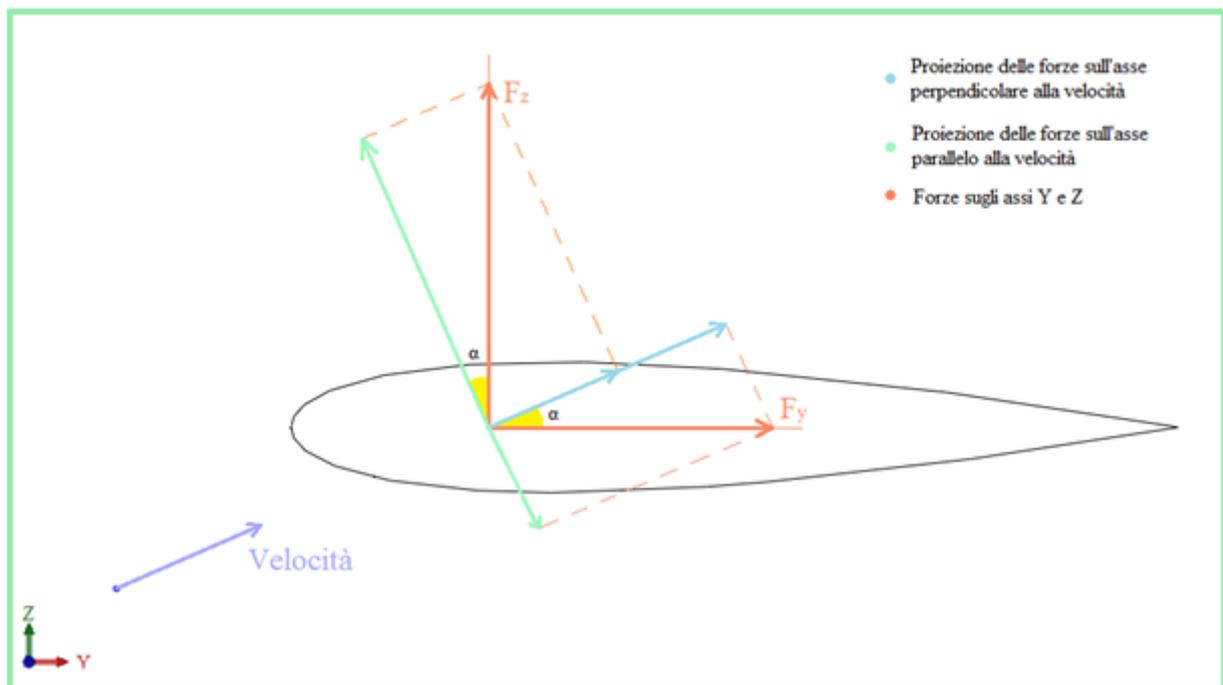


Figura 4 – Schema delle proiezioni delle forze nelle direzioni caratteristiche.

In particolar modo si è scelto di inserire direttamente in FS due equations goals per la convergenza della simulazione che restituissero come risultato i valori numerici del  $C_L$  e del  $C_D$  per l' $\alpha$  considerato:

$$C_L = \frac{F_z \cos(\alpha) - F_y \sin(\alpha)}{\frac{1}{2} \rho S U_\infty^2}$$

$$C_D = \frac{F_z \sin(\alpha) + F_y \cos(\alpha)}{\frac{1}{2} \rho S U_\infty^2}$$

Con  $S = 35.27 \text{ m}^2$  la superficie in pianta del modello CAD del V-173.

### 3.2 Costruzione delle curve $C_L-\alpha$ e $C_D-\alpha$

Per ricavare i punti necessari per ricostruire le due curve con il velivolo senza eliche, senza flap e derive a  $0^\circ$  si sono fatte simulazioni per incidenze comprese tra  $-8^\circ$  e  $40^\circ$ .

Per ciascuna incidenza si è ricavato un valore numerico adimensionale di  $C_L$  e  $C_D$ . Tali valori numerici sono stati successivamente inseriti in Matlab creando uno script che prendendo in ingresso rispettivamente i valori di  $C_L$  e  $C_D$  agli  $\alpha$  considerati generasse due curve che approssimassero al meglio i punti. [5]

#### ✦ Generazione della curva $C_L-\alpha$

Si è creata una funzione `find_CL` (Appendice [2]) in grado di restituire i coefficienti di una curva composta composta da una retta per la parte lineare e da una parabola per la parte non lineare, che si raccordasse al meglio con i risultati delle simulazioni e che ne minimizzasse l'errore.

La `find_CL`:

- Prende in ingresso il vettore degli  $\alpha$ , dei  $C_L$  e la precisione con cui rilevare il termine della linearità (nel caso considerato 0.1)
- Restituisce i coefficienti della curva composta, l'errore totale e l' $\alpha$  di linearità ( $\alpha_L$ ).

La versatilità di tale funzione consiste nel fatto che è possibile determinare una qualsiasi curva  $C_L-\alpha$  al variare dei valori di  $\alpha$  e di  $C_L$  purché non ci si allontani troppo dallo stallo.

La curva composta nel punto di connessione ( $\alpha_L$ ) deve garantire che tra la retta e la parabola si rispetti continuità della funzione e della sua derivata prima. Tuttavia il valore di questa coordinata è incognito, e per trovarlo si è usato il criterio di scegliere quello che garantisse alla curva il minor errore possibile. Per far ciò si è creato un vettore di  $N$  punti equidistanti di passo `eps` (0.1).

```
N=round( (max(x)-min(x))/eps)+1;  
x1=linspace(min(x),max(x),N);
```

Si è considerato ogni elemento del vettore  $x_l$  come  $\alpha_L$  e per ciascuno di essi, tramite un ciclo `for` si sono calcolati i coefficienti dei minimi quadrati della parabola con la chiamata a `polyfit` (si sono considerati tutti gli  $\alpha$  a partire dal presumibile  $\alpha_L$ ):

```
l=sum(x<xl(i));
c2=polyfit(x((l+1):n),y((l+1):n),2);
```

Considerando le condizioni di continuità tra la parabola e la retta nel punto  $\alpha_L$ , imponendo l'uguaglianza della funzione e della derivata prima si sono trovati i coefficienti della retta, che tuttavia non minimizzava l'errore in quanto interamente definita dalla parabola:

```
c1(2)=2*c2(3)*xl(i)+c2(2);
c1(1)=c2(3)*xl(i)^2+c2(2)*xl(i)+c2(1)-c1(2)*xl(i);
```

Si è calcolato l'errore totale generato da quella specifica curva composta per ogni  $\alpha$ .

```
er(i)=sum(abs(y-(x<xl(i)).*(c1(1)+c1(2)*x)+
           (x>=xl(i)).*(c2(1)+c2(2)*x+c2(3)*x.^2))));
```

Tutto il procedimento è stato effettuato per ogni  $\alpha_L$  del vettore  $x_l$  e per trovare la migliore approssimazione si è cercato il punto di minimo errore trovando il minimo del vettore  $er$ :

```
[err,j]=min(er);
```

Conoscendo la posizione  $j$  e quindi  $x_l(j)$  si è trovato il valore di  $\alpha_L$  in grado di minimizzare l'errore totale e quindi la curva composta di best fit. A questo punto è stato sufficiente trovare nuovamente i coefficienti entrando nell'algorithm con  $x_l(j)$ . Alla fine si ottengono i 5 coefficienti della curva composta, 3 per la parte parabolica e 2 per quella lineare.

#### ✦ Generazione della curva $C_D-\alpha$

Per quanto riguarda i punti  $C_D-\alpha$ , questi si sono approssimati con una parabola simmetrica rispetto all'asse delle ordinate. Si è utilizzata la funzione `CDfit` (Appendice [3]) fino ad uno a scelta tra  $\alpha_{LIN}$  o  $\alpha_{stallo}$ . In questo specifico caso si è considerato  $\alpha_{stallo}$ . `CDfit` prendendo in ingresso il vettore dei valori di  $\alpha$  e il vettore dei valori di  $C_D$ , restituisce i 2 coefficienti della curva parabolica. (Nel

caso in cui la parabola non fosse stata simmetrica allora si sarebbe utilizzata la funzione Matlab `polyfit`).

A seguito delle estrapolazioni dei risultati sperimentali (nel grafico sottostante indicati con asterischi) e delle loro approssimazioni con `CLfit` e `CDfit` si è arrivati agli andamenti riportati nei grafici sottostanti. Si può osservare che la curva di portanza passa per l'origine e si ha la presenza dello stallo nelle vicinanze di  $20^\circ$  con un valore di  $C_{L_{max}}$  di compreso tra 0.4-0.5. Per quanto riguarda la curva di resistenza l'andamento di questa è risultato abbastanza simmetrico rispetto all'origine.

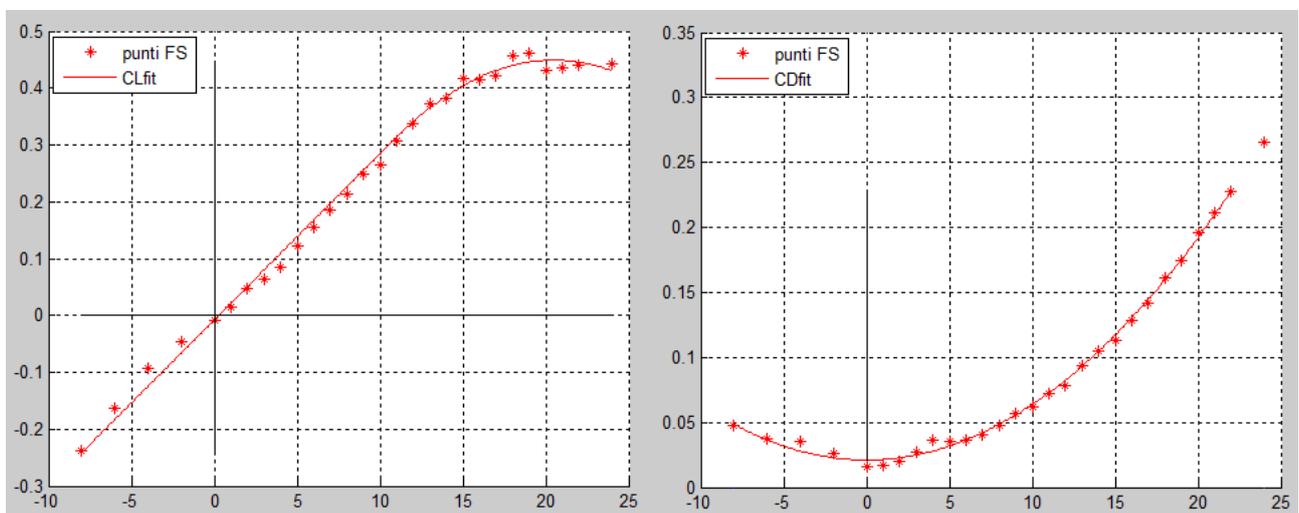


Grafico 1 – Andamento delle curve CL- $\alpha$  CD- $\alpha$  per il Pancake senza eliche ed ipersostentatori

I risultati sovrastanti spiegano l'aerodinamica del profilo del Pancake e proprio per questo motivo saranno confrontati con la maggior parte dei risultati che si troveranno nei capitoli a seguire.



## Capitolo 4 - Progetto e verifica delle eliche

L'elica è un organo importante in quanto fornisce la spinta necessaria in tutte le fasi di volo. La sua presenza non solo ha l'effetto di influenzare l'aerodinamica del velivolo quando è azionata, quindi nella fase di volo o in decollo, ma anche con i motori spenti come nelle fasi di avvicinamento o la corsa all'atterraggio.

In questo capitolo una prima parte sarà dedicata alla progettazione e realizzazione delle due eliche (in quanto non disponibile il modello CAD) e in secondo luogo saranno affrontate tematiche relative al suo comportamento e alle sue prestazioni.

### 4.1 Fase di progettazione

Prima di iniziare la realizzazione dell'elica, si sono ricercati i modi possibili per trovare i parametri geometrici della pala partendo da alcuni dati di input.

Le strade che si sono seguite per ricavare un possibile design dell'elica sono state quello di utilizzare il programma JavaProp e successivamente a seguito di risultati poco verosimili si è ricorso al metodo di Theodorsen il quale tuttavia ha riportato risultati simili a quelli trovati con JavaProp. Di seguito si spiegano e si analizzano i due metodi di approccio nonostante la scarsa attendibilità, cercando di evidenziare le possibili cause che hanno portato a questi risultati.

I dati di partenza che si sono utilizzati per progettare l'elica sono i seguenti:

- ♦ Numero di eliche:  $B=2$
- ♦ Numero di pale:  $N=3$
- ♦ Diametro dell'elica:  $D=5$  m
- ♦ Diametro ogiva: 0.324 m
- ♦ Potenza massima motore:  $P_{max}=60$  kW (80 hp)
- ♦ Profilo della pala dell'elica

Il profilo scelto per la realizzazione delle pale è stato il Clark Y. E' un profilo degli anni venti, utilizzato prevalentemente per il design dei profili palari delle eliche. Tale scelta è stata giustificata dal fatto che il Clark Y comparato con altri profili utilizzati per il profilo elica (RAF 6, NACA

2R<sub>2</sub>00a) è stato quello che ha presentato buone efficienze in tutte le condizioni di volo (crociera, decollo atterraggio) [Figura 5]. [6] [7]

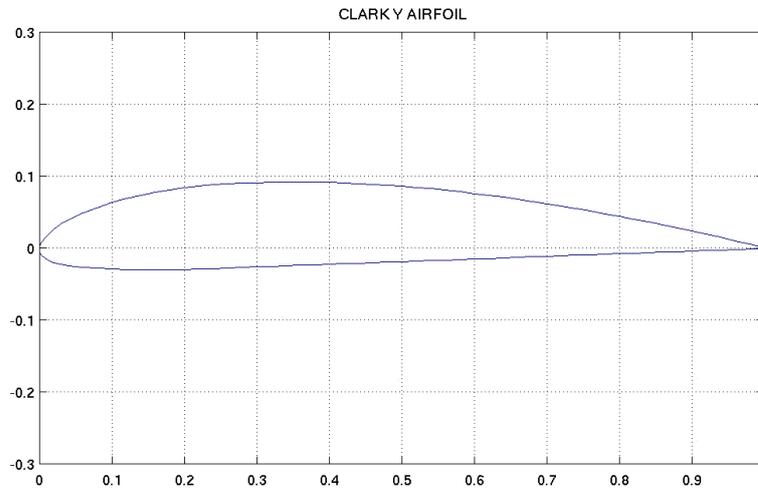


Figura 5 – Andamento del profilo Clark Y [8]

♦ Velocità di volo

Si è pensato di eseguire le prove alla velocità di crociera di efficienza massima. Per trovarla si è imposta la condizione di volo di massima efficienza aerodinamica. Conoscendo il peso del velivolo ( $W=1020.21 \cdot 9.81$  N), la densità alla quota di volo (quota di volo di 1200 m,  $\rho=1.09$  kg/m<sup>3</sup>) e sfruttando i coefficienti del  $C_L$  e del  $C_D$  delle curve di portanza e resistenza trovate dalle simulazioni, si è potuta ricavare la  $V_{E_{max}}$  con semplici passaggi:

$$\frac{d}{d\alpha} \left( \frac{C_L}{C_D} \right) = \frac{d}{d\alpha} \left( \frac{C_{L_0} + \alpha C_{L\alpha}}{a\alpha^2 + b\alpha + c} \right) = 0$$

$$\alpha_{E_{max}} = \frac{-aC_{L_0} + \sqrt{a^2 C_{L_0}^2 + ac C_{L\alpha}^2 - ab C_{L_0} C_{L\alpha}}}{a C_{L\alpha}} = 8.2^\circ$$

$$V_{E_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{E_{max}}}}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S (C_{L_0} + \alpha_{E_{max}} C_{L\alpha})}} = 47.5 \text{ m/s}$$

♦ Numero dei giri dell'elica in funzione di D

Per effettuare le prove si è deciso di lavorare al 75% del numero di giri massimo dell'elica. Il numero di giri massimo per un dato diametro dell'elica è quello che garantisce che le sezioni alle estremità delle pale lavorino con numero di Mach in arrivo inferiori al Mach critico; si è ipotizzato

un ragionevole valore di questo parametro con  $M_{cr}=0.91$ . Da questo, considerando anche che la velocità del suono alla quota di 1200 m è di 335.66 m/s, è stato possibile ricavare la velocità di trascinamento delle pale  $V_t$  e successivamente il numero di giri al 75%.

$$V_r = aM = 305.5 \text{ m/s}$$

$$V_t = \sqrt{V_r^2 - V_a^2} = 299.5 \text{ m/s}$$

Con  $V_t$  la velocità di trascinamento della pala,  $V_a$  la velocità assiale nel caso peggiore (dai parametri di volo storici risulta essere ~61 m/s) e  $V_r$  la velocità relativa somma vettoriale delle due precedenti.

$$n_{\max} = \frac{V_t}{2\pi R_{\max}} = 19.07 \text{ rps} = 1144 \text{ rpm}$$

$$n_{75\%} = 0.75 n_{\max} = 14.3 \text{ rps} = 858 \text{ rpm}$$

- ♦ Spinta richiesta in funzione del coefficiente di resistenza del velivolo

La spinta generata dalle eliche del velivolo si è potuta calcolare conoscendo la superficie, la densità e sfruttando i coefficienti trovati con la curva sperimentale del  $C_D-\alpha$  alla  $V_{E_{\max}}$ . Tale spinta sarà uno degli input sia per JavaProp sia per il metodo di Theodorsen, ricordandosi che deve essere dimezzata in quanto sarà fornita da entrambe le eliche del Pancake.

$$T_n = \frac{1}{2} \rho S V_{E_{\max}} (a \alpha_{E_{\max}}^2 + b \alpha_{E_{\max}} + c) = 2143 \text{ N}$$

#### 4.1.1 Calcolo delle caratteristiche palari con programma JavaProp

JavaProp è un programma di design di eliche che prendendo come input alcune caratteristiche della pala, restituisce informazioni dettagliate sulla geometria della pala stessa. In particolar modo quello che interessava ottenere erano i valori dell'angolo di calettamento e della corda per ogni sezione della pala. [9]

Gli input in JavaProp sono i seguenti:

- ♦ Tipo di profilo utilizzato
- ♦ L'angolo di incidenza ottima del profilo della pala, ricavato con il programma JavaFoil e per il profilo Clark Y vale  $8.13^\circ$ . [10]
- ♦ parametri geometrici di base: numero di pale, diametro elica, diametro ogiva.
- ♦ alcune prestazioni attese: numero di giri, velocità di crociera e uno a scelta tra la spinta generata, potenza consumata e coppia agente.

Con questo programma tuttavia non si sono trovati risultati accettabili, infatti l'ordine di grandezza della corda massima era della decina di millimetri, assolutamente incompatibile con la resistenza strutturale della pala all'incastro con l'ogiva.

#### 4.1.2 Procedura di calcolo delle caratteristiche palari con il metodo di Theodorsen

Dopo aver appurato che il programma Javaprop non restituiva valori che si potessero utilizzare per la riproduzione della corda palare, si è deciso di ricorrere ad un metodo di calcolo iterativo basato sulla teoria di Theodorsen.

Il metodo di Theodorsen prende spunto dalla analogia elettrica e consente di ottenere una funzione di circuitazione ideale per una elica rotante. Il caso in questione può essere esteso per eliche accoppiate con un svariato numero di pale. Theodorsen introducendo il coefficiente di massa  $k$  fa sì che questo possa fare da tramite a semplici calcoli consentendo di trovare una soluzione adeguata ai dati di input.  $k$  rappresenta fisicamente il rapporto tra due sezioni sul piano dell'elica: quello della colonna di fluido spinta dall'elica e la sezione dell'elica stessa. [11]

Questo metodo è stato ideato in modo tale da trovare la soluzione per via iterativa facendo uso di diversi grafici, dai quali si potevano trovare coefficienti necessari per risolvere equazioni non risolvibili in forma chiusa. Per implementare il procedimento iterativo si è fatto uso di Matlab, creando uno script completo nel quale bastasse semplicemente cambiare i parametri in ingresso e ottenere facilmente la soluzione.

I parametri in ingresso per il metodo di Theodorsen sono simili a quelli di JavaProp:

- ♦ Diametro dell'elica  $D$
- ♦ Numero di pale  $N$
- ♦ Numero di giri  $n$

- ♦ Valore del  $C_L$  di ogni sezione; si è supposto che ciascuna sezione lavorasse al  $C_L$  di efficienza massima.
- ♦ Uno a scelta tra i parametri: spinta oppure potenza assorbita. In questo caso si è scelto di imporre la spinta generata dall'elica, considerando quella che si è ottenuta dalla curva sperimentale del  $C_D$ .

Il primo step è stato quello di ricreare con Matlab i tre grafici:

1. Funzione di circuitazione  $K(x)$  in funzione del rapporto di avanzamento effettivo  $\frac{V}{nD}(1 + \bar{w})$ , dove  $V$  è la velocità di avanzamento assiale e  $\bar{w}$  la velocità della scia vorticoso adimensionalizzata con  $V$ .
2. Coefficiente di massa  $\kappa = 2 \int_0^1 K(x) x dx$  in funzione del rapporto di avanzamento effettivo.
3. Rapporto  $\frac{\varepsilon}{\kappa}$  in funzione del rapporto di avanzamento effettivo, dove  $\varepsilon$  è il coefficiente di perdita energetica assiale.

Per realizzare queste funzioni in Matlab (Appendice [4] [5] [6]), si è scelto di interpolare i grafici sopra citati tramite un'interpolazione mediante curva composta del primo ordine (funzione rettilinea a tratti).

Lo step successivo è stato quello di creare in codice le operazioni da effettuare per trovare la soluzione. Il primo dato che si è potuto trovare è il coefficiente di tiro  $c_s$  adimensionalizzando la spinta conferita in input:

$$c_s = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho V^2 F}$$

con  $F$  superficie frontale dell'elica.

Con il metodo di bisezione si è partito da due valori dell'incognita  $\bar{w}$  di default (0 e 1), trovando così dalle curve composite interpolanti i valori di  $\kappa$  e  $\frac{\varepsilon}{\kappa}$  per i due valori considerati e il loro valore intermedio. Successivamente per ogni tripletta  $\bar{w}, \kappa, \frac{\varepsilon}{\kappa}$  si è ricavato il valore di  $c_s$ :

$$c_s = 2 \kappa \bar{w} (1 + \bar{w}) \left( 1 + \bar{w} \left( \frac{1}{2} + \frac{\varepsilon}{\kappa} \right) \right)$$

Si è infine localizzato l'intervallo nel quale risiedesse il valore di  $c_s$  di input, e si è selezionato come nuovo intervallo di partenza quello tra  $w=0$  e  $w=1/2$  o quello tra  $w=1/2$  e  $w=1$ . Tutto ciò si è ripetuto all'interno di un ciclo `while` fino a quando la lunghezza dell'intervallo in cui si è localizzato il valore di  $\bar{w}$  cercato non fosse minore di un certo valore  $\epsilon_{ps}$  inserito in ingresso (nel caso del lavoro  $\epsilon_{ps}=0,00001$ ).

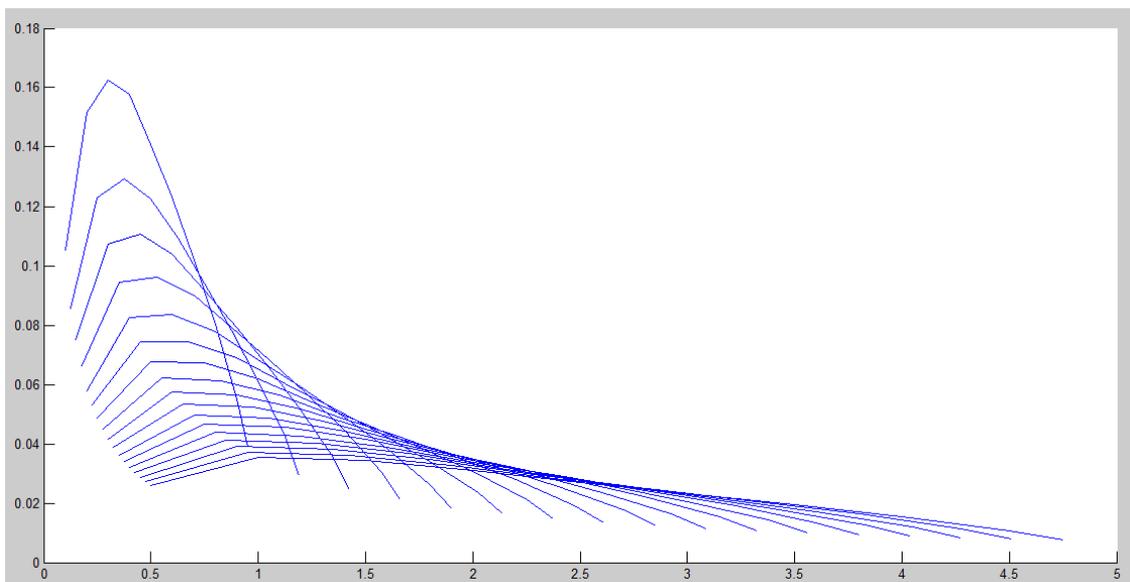
Trovata la soluzione  $\bar{w}$  si è potuta facilmente trovare anche la geometria della pala. Per ogni sezione della pala si è infatti calcolato rispettivamente l'angolo di calettamento e la corda:

$$\varphi = \tan^{-1} \left( \frac{1}{\pi n D} \frac{V}{x} \left( 1 + \frac{1}{2} \bar{w} \right) \right)$$

$$b(x) = \frac{2\bar{w}(1 + \bar{w})K(x)}{\left(1 + \frac{1}{2}\bar{w}\right)\left(1 + \frac{1}{2}\bar{w}\cos^2\varphi\right)} \frac{\sin^2\varphi}{\cos\varphi} \frac{\pi x D}{N C_l}$$

Tuttavia la funzione di circuitazione  $K$  è nota solo per determinati valori di  $x$  (0.1,...,0.9 e 0.95) quindi la costruzione della pala è limitata dal numero delle sezioni.

Create le funzioni in Matlab che eseguissero questo algoritmo è stato possibile trovarsi la geometria della pala desiderata. Si riporta di seguito l'andamento delle curve avente in ordinate la corda della pala in metri e in ascisse la distanza dal mozzo della sezione considerata. Tutto questo si è ripetuto per diversi valori di diametro massimo dell'elica [*Grafico 2*].



**Grafico 2 – Andamento del fascio di funzioni del diametro, rappresentati la corda per ciascuna sezione della pala.**

Anche questo metodo tuttavia ha rivelato corde della pala troppo piccole, dello stesso ordine di grandezza dei risultati di JavaProp.

La conclusione che si può ottenere da questo duplice studio è che il Pancake è progettato per volare ad una bassissima velocità di crociera (~50 m/s) e da questa deriva che la resistenza aerodinamica risulta bassa e di conseguenza una bassa spinta richiesta. Imponendo più elevate con entrambi i metodi si sono ottenuti valori di corde più accettabili.

#### 4.1.4 Costruzione dell'elica

Per semplicità si è scelto di realizzare un'elica a passo fisso, in quanto la scelta di un'elica a passo variabile avrebbe comportato la creazione e l'utilizzo in CAD di diverse eliche a diversi angoli di calettamento al mozzo, cosa non necessaria per la valutazione delle prestazioni aerodinamiche.

Per la costruzione delle pale delle eliche si è considerata la corda dei disegni costruttivi del Pancake.

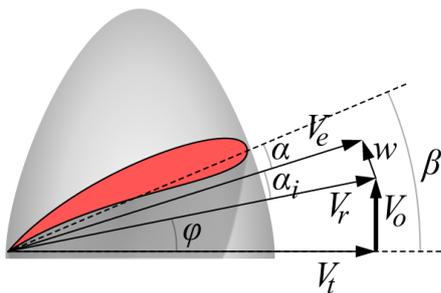


Figura 6 – Triangoli di velocità del profilo della pala dell'elica [12]

Per quanto riguarda l'angolo di calettamento si è utilizzata la formula di Theodorsen trascurando il termine  $\bar{w}$ . Questa scelta è giustificata dal fatto che dai risultati delle simulazioni in Matlab, imponendo il diametro di 5 m e le altre condizioni di progetto, la velocità  $\bar{w}$  risulta essere dell'ordine di 0.05 [Figura 6].

L'angolo di calettamento risulta essere:

$$\beta = \tan^{-1} \left( \frac{1}{\pi n D} \frac{1 + \frac{1}{2} \bar{w}}{x} \right) + \alpha_{E_{max}}$$

Con  $1 + \frac{1}{2} \bar{w} \sim 1$ ,  $x = R/R_{max}$ , per il profilo Clark Y  $\alpha_{E_{max}} = 8.13^\circ$ .

Le due eliche si sono disegnate totalmente con SW, è bastato crearne una e poi mediante la funzione specchio ottenere anche l'altra del tutto uguale in mano opposta.

La prima cosa che si è fatta è stata quella di inserire alcuni profili Clark Y (con corda 30 cm) in piani di schizzo distanziati adeguatamente, in modo tale da ricoprire il diametro di 5m. Successivamente a ciascun profilo è stato imposto un preciso calettamento  $\beta$  utilizzando la formula sovrastante. Infine si è deciso di diminuire la corda dei profili al mozzo e dell'estremità dell'elica

poiché tali zone sono quelle che danno un contributo alla spinta limitato rispetto alla parte centrale della pala.

Per creare la pala si è utilizzata la funzione `estrusione con loft` che ha permesso a partire da schizzi bidimensionali di realizzare la pala tridimensionale. Tale funzione riesce infatti a generare parti solide seguendo percorsi delimitati, nel caso seguente i profili del Clark Y.

Una volta realizzata una pala alla base di questa si è creato il mozzo di diametro circa 32.4 cm. Come ultimo passaggio, tramite la funzione `ripetizione` si sono ottenute altre 2 pale a partire dalla prima a 120° l'una dall'altra [Figura 7]. [13]

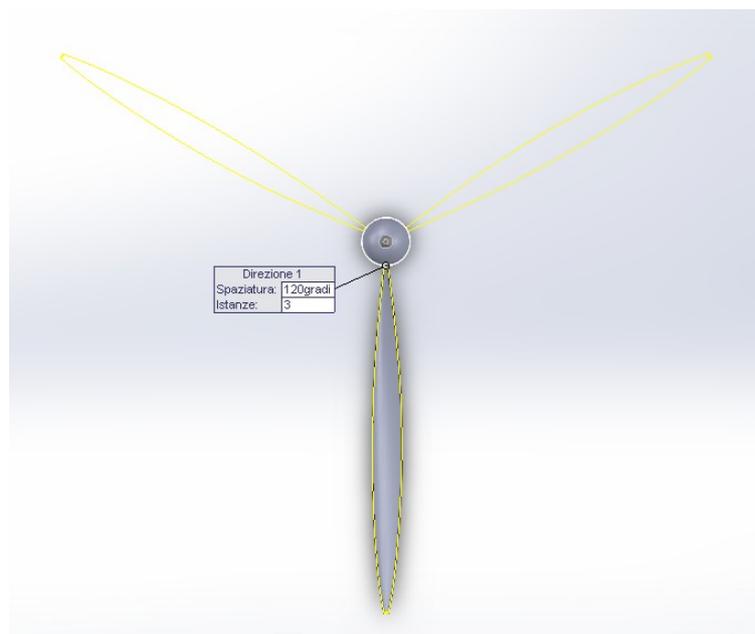


Figura 7 – Vista frontale dell'elica, particolare della funzione 'ripetizione' di SW

## 4.2 Analisi delle prestazioni dell'elica

Al fine di effettuare le prove complete del velivolo con tanto di apparato propulsivo, si sono trovate le curve di prestazione dell'elica. Nello specifico, si sono ricercate le curve  $C_T - \gamma$ ,  $C_T - \gamma$ , e la curva del rendimento  $\eta$  in funzione del rapporto di avanzamento  $\gamma = V/nD$ .

Per trovarle si sono effettuate simulazioni della sola elica considerando sempre lo stesso numero di giri (~90 rad/s) e differenti velocità assiali, con  $5 < V < 65$  a step di 5 m/s in modo tale da variare il rapporto di avanzamento di cui è funzione  $C_t$ . In Flow Simulation si sono inseriti come global goal la forza perpendicolare all'elica ( $F_y$ ) e la coppia lungo lo stesso asse ( $M_y$ ), per trovare il  $C_T$  si è adimensionalizzata la spinta mentre per determinare il  $C_p$  la potenza:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}$$

Con  $P = \omega M_y$ .

A seguito delle simulazioni è stato possibile ricostruire l'andamento delle curve di Trazione, Potenza ed efficienza [Grafico 3].

Si può osservare che l'elica in questione alla velocità di efficienza massima 47.5 m/s e al 75% dei giri massimi abbia un rendimento massimo di 0.35. Questo è dovuto al fatto che durante la progettazione della pala dell'elica non si è seguito nessun criterio specifico per la progettazione della variazione della corda con il variare della sezione, comportando così un basso rendimento massimo. Generalmente il massimo rendimento raggiungibile dalle eliche è di circa 80-90%.

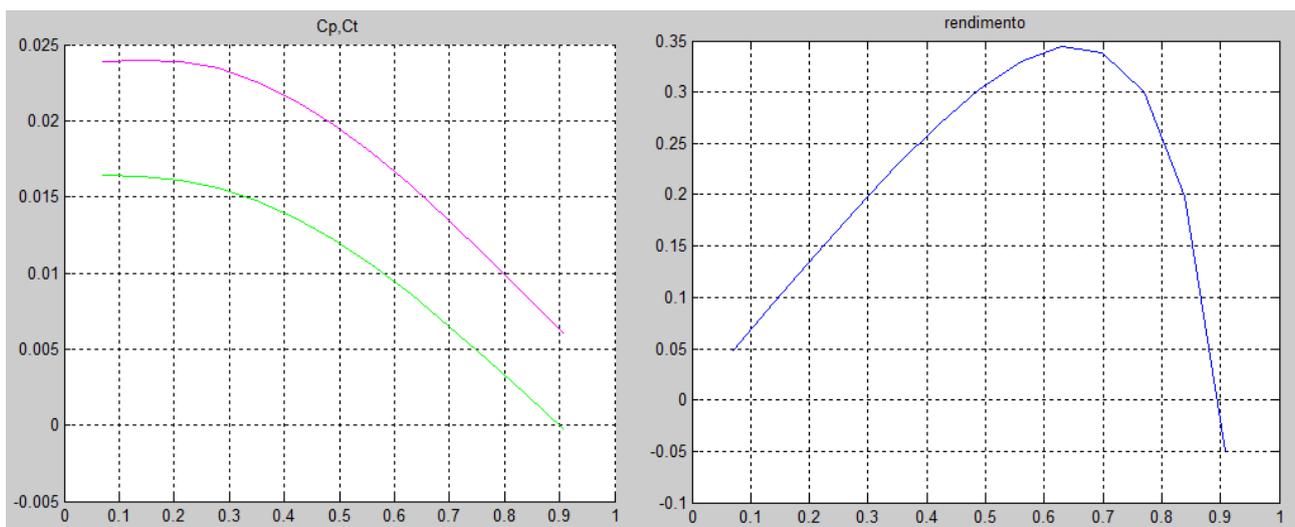


Grafico 3 – Andamento delle curve  $C_p$ - $\gamma$   $C_t$ - $\gamma$   $\eta$ - $\gamma$

### 4.3 Resistenza delle eliche a motori spenti

Per valutare l'effetto dell'elica a motori spenti si è ragionevolmente ipotizzato che essa introducesse la sola resistenza di attrito, in quanto si aumenta la superficie bagnata del velivolo.

Per trovare il valore adimensionale della resistenza si sono effettuate due prove in Flow Simulation. Si è fatta una prima simulazione del velivolo insieme alle eliche senza imporre la loro rotazione: in questo modo si è trovato il coefficiente di attrito a incidenza nulla dell'insieme velivolo-eliche. In

seguito si è ripetuta la medesima simulazione ma con il solo velivolo senza eliche, cercando di chiudere al meglio tutte le superfici e di raccordarle per evitare la presenza di spigoli che avrebbero indotto la separazione locale dello strato limite aumentando così la resistenza d'attrito stimata (che non ci sarebbe stata con la presenza delle eliche, seppur rotanti o meno). Per trovare il  $C_{D_0}$  di entrambe le eliche si è eseguita la differenza algebrica tra i due risultati e si è ottenuto:

$$C_{D_0 2 \text{ ELICHE}} = 0.0240$$

Questo risultato sarà utile per considerare l'effetto delle eliche durante l'avvicinamento all'atterraggio a motori spenti, che sarà affrontato nei capitoli successivi.

## Capitolo 5 - L'ipersostentazione e il contributo durante l'atterraggio

Quello che si affronterà nel seguente capitolo sarà uno studio sui diversi modi di incrementare la portanza generabile dal velivolo con particolare attenzione alle fasi di avvicinamento e atterraggio, questo perché il Pancake è un progetto STOL e quindi poter raggiungere velocità basse consentirà al velivolo di poter atterrare con corse minori e quindi sfruttare a pieno questa caratteristica in situazioni come appontaggi su portaerei.

Iniziali considerazioni saranno fatte sui diversi tipi di ipersostentatori arrivando ad un confronto derivante da analisi correlate ai risultati sperimentali. Successivamente si esplicheranno conti e valutazioni sull'atterraggio, cercando di sottolineare l'influenza degli ipersostentatori in questa fase.

### 5.1 Ricostruzione delle curve $C_L-\alpha$ e $C_D-\alpha$ per il velivolo con ipersostentatori: plain flaps

Nei progetti iniziali del V-173 l'intera zona terminale della pianta alare fungeva da elevatore e vi era presenza di due piccole superfici di controllo verticali. Soltanto dopo diverse decine di voli di prova grazie ai feedback dei piloti, la Vought decise di inserire esternamente alla pianta due stabilizing flap. Questi ultimi, nella parte anteriore si comportavano da stabilizzatori fissi in modo da garantire la stabilità naturale del velivolo rispetto all'asse di beccheggio, per quanto riguarda la parte posteriore erano considerati dalla Vought dei veri e propri flap.

A seguito di queste considerazioni si sono voluti realizzare con SW due plain flap da inserire esternamente al velivolo: uno nella semiala destra e l'altro in quella sinistra. Le prove si sono fatte con deflessione dei flap di  $30^\circ$  in modo da valutare se l'inserimento di questi procurasse effettivamente una variazione della curva di portanza e quindi un'ottimizzazione della ipersostentazione a diversi angoli di incidenza come da aspettativa. [14]

Si sono eseguite simulazioni per angoli di incidenza compresi tra  $-8^\circ < \alpha < 40^\circ$ . I risultati sperimentali ottenuti (mostrati nel [Grafico 4]) si sono successivamente approssimati con le due curve dei minimi quadrati utilizzando lo script Matlab esposto nel Capitolo 3, paragrafo 3.2.

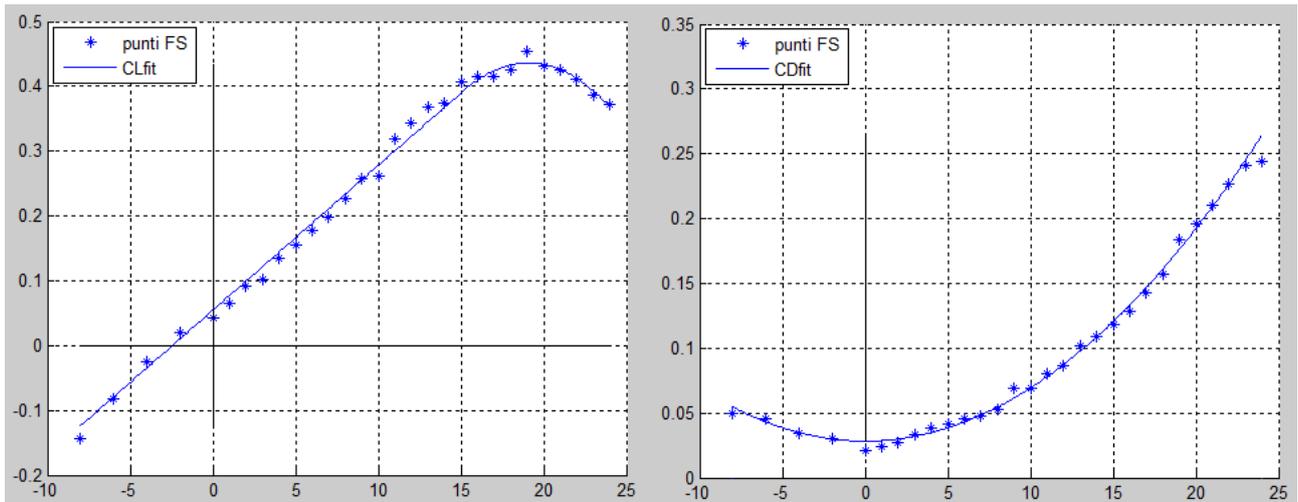


Grafico 4 – Andamento delle curve  $C_L$ - $\alpha$   $C_D$ - $\alpha$  per il velivolo senza eliche e in presenza dei plain flap.

### 5.1.1 Confronto delle curve $C_L$ - $\alpha$ $C_D$ - $\alpha$ con e senza flap e considerazioni su altri ipersostentatori

Da come si evince dalla sovrapposizione delle curve di portanza e di resistenza con i flap (in blu nel [Grafico 5]) e senza (rosso nel [Grafico 5]), non si ha praticamente alcun cambiamento con l'inserimento degli ipersostentatori plain flap con deflessione di  $30^\circ$ .

In particolare con la presenza di flap si può notare un aumento dei valori di  $C_L$  per angoli di incidenza inferiori a  $10^\circ$  e un calo delle prestazioni con la comparsa della separazione dello strato limite sul dorso e quindi con l'avvicinarsi dello stallo. Inoltre si può notare che a parità di angolo di incidenza si ha che la resistenza aumenta all'aumentare della portanza.

In realtà quello che si sperava di ottenere era una "traslazione" della curva verso l'alto soprattutto ad elevate incidenze, questo per diminuire la minima velocità necessaria per il sostentamento e dunque anche corsa di atterraggio.

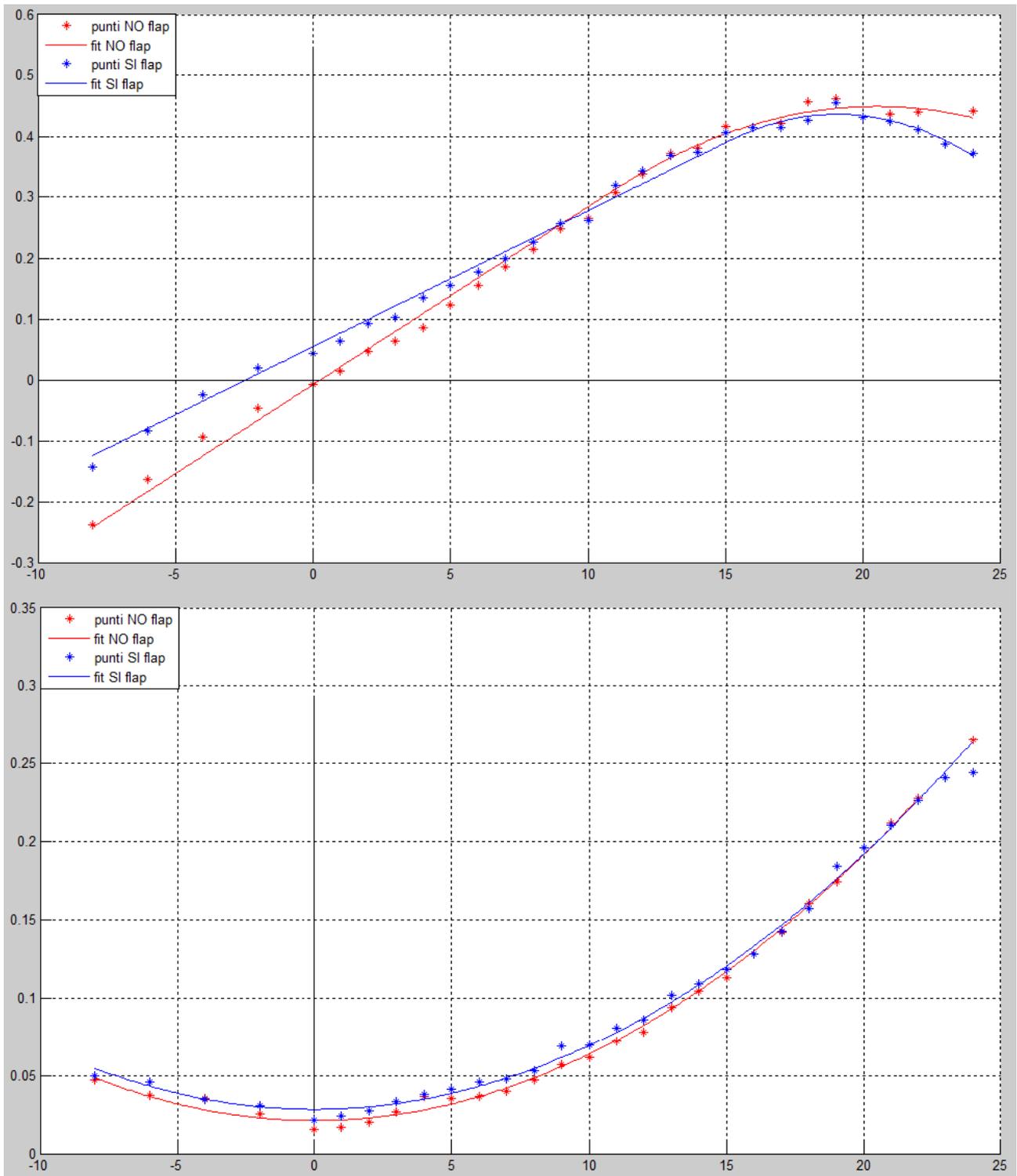


Grafico 5 – Sovrapposizione delle curve di portanza e di resistenza del velivolo con e senza flap.

Affinché il plain flap, come qualsiasi altro ipersostentatore, procuri un'effettiva variazione delle prestazioni aerodinamiche deve essere applicato alle superfici portanti. In questo caso essendo il corpo stesso del pancake la superficie portante, ci si poteva aspettare che la presenza dei flaps sulle superfici portanti ausiliarie, che per maggior ragione sono di un ordine di grandezza inferiore rispetto a quella principale, non comportasse una variazione della curva di portanza.

Il deperimento delle qualità aerodinamiche della superficie portante principale (il corpo del pancake) non è infatti influenzato ad alte incidenze dal possibile aumento di portanza generabile dai flap.

I motivi appena esposti hanno escluso un ulteriore studio sperimentale di incremento della superficie ausiliaria dei flaps già esistenti (sostituendoli con flaps più estesi come slotted flaps o fowler flaps), tantomeno di inserimento nella parte anteriore delle superfici ausiliarie di ipersostentatori di bordo d'attacco (e.g. slats o flaps anteriori). Il vantaggio che si otterrebbe sarebbe applicato ad una superficie troppo piccola per poter manifestare la sua utilità.

A seguito di queste considerazioni si potrebbe pensare a tecniche di ipersostentazione attuate sul corpo stesso, essendo quest'ultimo come già accennato la superficie portante principale. Molti vincoli tuttavia, rendono ciò di difficile realizzazione: gli eventuali slats sul bordo d'attacco sarebbero impossibili da inserire a causa della presenza delle eliche, interferendo così con la loro rotazione.

Sarebbero in ugual misura impraticabili eventuali estensioni del bordo d'uscita, motivo principale di ciò è la presenza in tutta la parte terminale del pancake degli equilibratori. Infatti l'ipersostentazione su queste superfici renderebbe difficoltoso se non impossibile il controllo longitudinale del Pancake rispetto all'asse di beccheggio essendo quello l'unica superficie di controllo. Se tuttavia si utilizzassero come superfici di controllo longitudinale le superfici mobili ausiliarie, questo svincolerebbe il bordo di uscita del

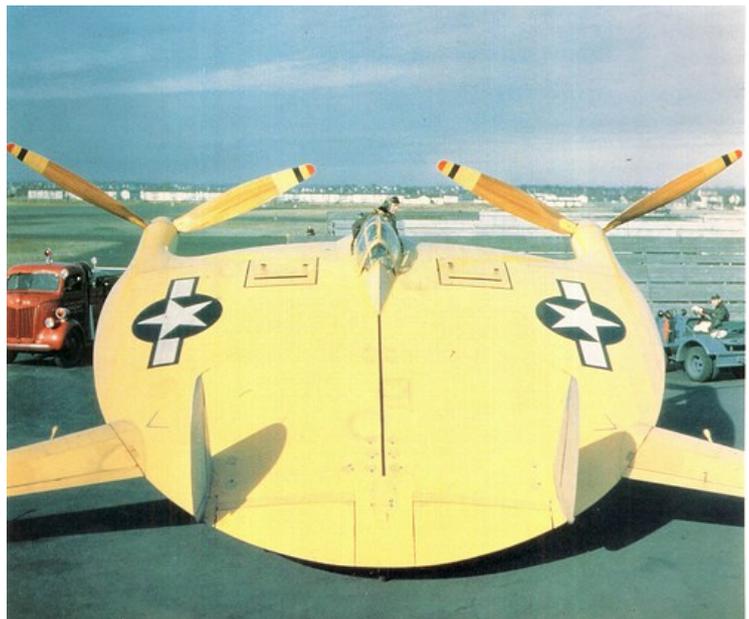


Figura 8 - Vista del bordo d'uscita basso del Pancake [15]

corpo principale dalla sua funzione di equilibratore e quindi permetterebbe l'installazione di ipersostentatori in quella zona. Nel corso di questo studio non si è presa in considerazione tale eventualità per la complicazione impiantistica che questa scelta avrebbe comportato: l'estensione di ulteriori superfici nella parte terminale necessiterebbe il velivolo di un carrello posteriore più alto in modo tale da aumentare lo spazio verticale per l'estrazione di ipersostentatori. Questo tuttavia imporrebbe una configurazione al velivolo meno cabrata rispetto a prima, cosa non realizzabile a causa delle eliche molto grandi a meno che non si ridimensioni anche il carrello principale

comportando così maggiori pesi, costi ed ingombri. In [Figura 8] si nota infatti il bordo d'uscita del Pancake con i due equilibratori a distanza piccolissima da terra.

## 5.2 Sistemi di ipersostentazione alternativi

Considerata la piccola differenza nella variazione della curva di portanza con l'inserimento dei flap rispetto a quella senza, si è pensato di valutare il comportamento del velivolo con l'introduzione di altri due sistemi: vortex generator e slot.

### 5.2.1 Ottimizzazione della sustentazione del V-173: vortex generator

I vortex generator sono elementi che posizionati sulle superfici desiderate, hanno gli effetti di piccoli disturbatori all'interno dello strato limite. A partire dal punto in cui il fluido ha la massima velocità sul dorso si incontrano gradienti di pressione avversi, i quali favoriscono la separazione. Senza questi elementi da una certa incidenza in poi il gradiente avverso è talmente sfavorevole da spostare il punto di separazione dorsale sempre più verso il bordo d'attacco. La separazione avviene quando la componente della velocità parallela alla parete si annulla, ed essendo quindi presente la sola componente perpendicolare, anche se piccola, comporta l'allontanamento della particella fluida dalla parete causando la così detta separazione. [16]

Il vortex generator [Figura 9], piccolo componente a pinna, se posizionato in opportuni punti rilascia regolarmente vortici all'interno dello strato limite che hanno assi di propagazione paralleli alla velocità. Se si dimensiona correttamente questo



Figura 9 – Esempio di VG [17]

elemento i vortici generati hanno la capacità di rimescolare le particelle fluide nello strato limite, facendo sì che quelle più distanti dalle parete ad energia cinetica maggiore si scambino con quelle in prossimità della parete a contributo cinetico minore. Questo effetto comporta una miglior penetrabilità del gradiente avverso di pressione e quindi la possibilità di allontanare lo stallo.

Nel caso del seguente lavoro, si sono realizzati trasversalmente nella parte dorsale prossima al massimo spessore dei piccoli vortex generator posizionati in modo equidistante gli uni dagli altri nella parte più centrale lungo l'asse longitudinale. in modo tale da non interferire con le superfici di controllo (derive).

Si è fatto un dimensionamento preliminare dei vortex generator a partire dal numero di Reynolds massimo del corpo:

$$Re_{corpo} = \frac{Vc}{\nu} = 2.5 * 10^7$$

Con  $c = 8.128 \text{ m}$  la corda massima,  $V = 50 \text{ m/s}$ ,  $\nu = 1.6069 * 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$  viscosità cinematica a 1200 m.

Il Reynolds ad una certa distanza  $x$  dal bordo d'attacco, risulta:

$$Re_x = \frac{Vx}{\nu}$$

A questo Reynolds, considerando l'approssimazione del corpo come una lastra piana, lo spessore dello strato limite risulta pari a:

$$\delta = \frac{0.328x}{\sqrt[5]{Re_x}}$$

Considerando che in realtà il corpo non è una lastra piana a incidenza nulla, ma un corpo con uno spessore finito e ad incidenze non nulle, ci si potrebbe chiedere la veridicità della formula sovrastante. Tuttavia considerando il fatto che il gradiente di pressione è circa mediamente nullo su tutto il profilo si può ritenere valida questa Hp. [18]

L'altezza dei vortex generator è stata dimensionata all'80% dello spessore dello strato limite  $\delta$ . Siccome il profilo del bordo d'attacco è di tipo ellittico, posizionando i vortex generator su una linea trasversale al corpo, quelli più esterni si trovano ad un  $Re_x$  minore rispetto a quello centrale, perciò per dimensionare l'altezza massima dei vortex generator lungo la stessa linea trasversale si è preso quello derivante dallo spessore dello strato limite minore.

Non esiste una teoria precisa sul dimensionamento e soprattutto sul posizionamento dei vortex generator. Per valutare la migliore disposizione la cosa che si deve fare è uno studio sulla disposizione stessa con numerose simulazioni. Nel caso del seguente lavoro, si sono costruiti tramite la funzione estrusione di SW 2 tipi di vortex generator. Si riportano di seguito l'altezza e la lunghezza dei vortex generator rispettivamente a  $c/3$  e a  $c/10$  della corda massima del pancake.

$$h_{c/3} = 23.5 \text{ mm} \quad l_{c/3} = 58.75 \text{ mm}$$

$$h_{c/10} = 13.8 \text{ mm} \quad l_{c/3} = 34.2 \text{ mm}$$

Sono stati ricostruiti tre andamenti diversi delle curve  $C_L$ - $\alpha$  e  $C_D$ - $\alpha$  derivanti dalle simulazioni [Garafico 6]:

### 1. VG a 1/3 della corda massima

Nella prima simulazione si è partito da una disposizione dei vortex nel punto di massimo spessore del profilo (NACA 0015) del pancake; tale scelta è motivata dal fatto che tipicamente è in questa zona che si instaura il gradiente di pressione avverso. [Figura 10]

Dalle simulazioni effettuate è risultato un aumento dei valori del  $C_L$  e del  $C_D$  già alle basse incidenze, con differenze sempre maggiori all'aumentare di quest'ultima e con l'assenza di un evidente massimo sul grafico che caratterizza lo stallo. Tuttavia lo stallo è presente e lo si è potuto riconoscere dai cut plot dell'andamento della pressione e della velocità, considerando soprattutto il verso e la direzione dei vettori velocità in presenza dei quali ci è la separazione.

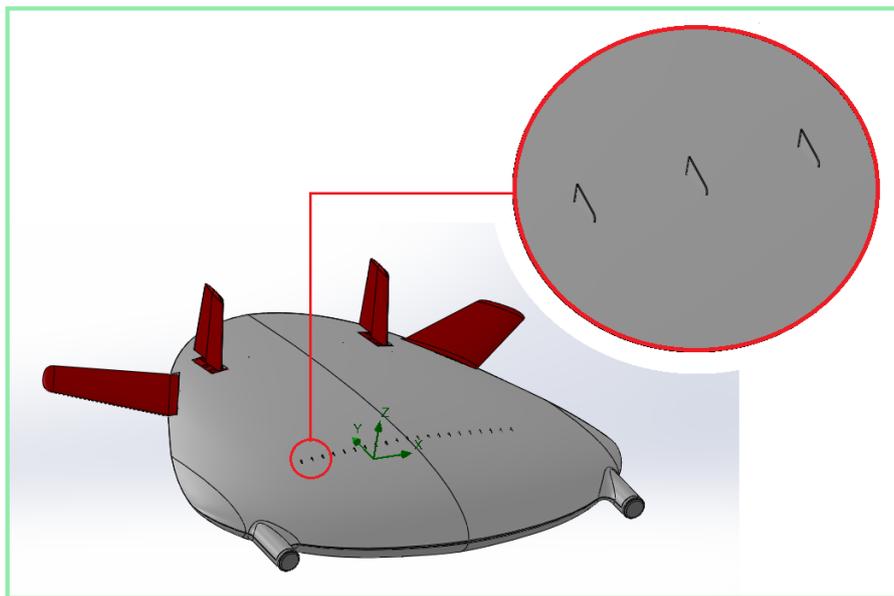


Figura 10 – VG a c/3 con particolare

### 2. VG a 1/10 della corda massima

La disposizione dei vortex a 1/3 ha permesso di comprendere (grazie ai cut plot) che la zona di massima velocità dorsale ad elevate incidenza si sposta in prossimità del bordo d'attacco  $\sim c/10$  [Figura 11]. Si sono infatti realizzati VG a quella frazione di corda e dai risultati sperimentali si è osservato un lieve aumento di portanza e di resistenza (minore rispetto al caso coi VG a c/3) ma si è anche trovato un leggero spostamento del punto di stallo. [Grafico 6]

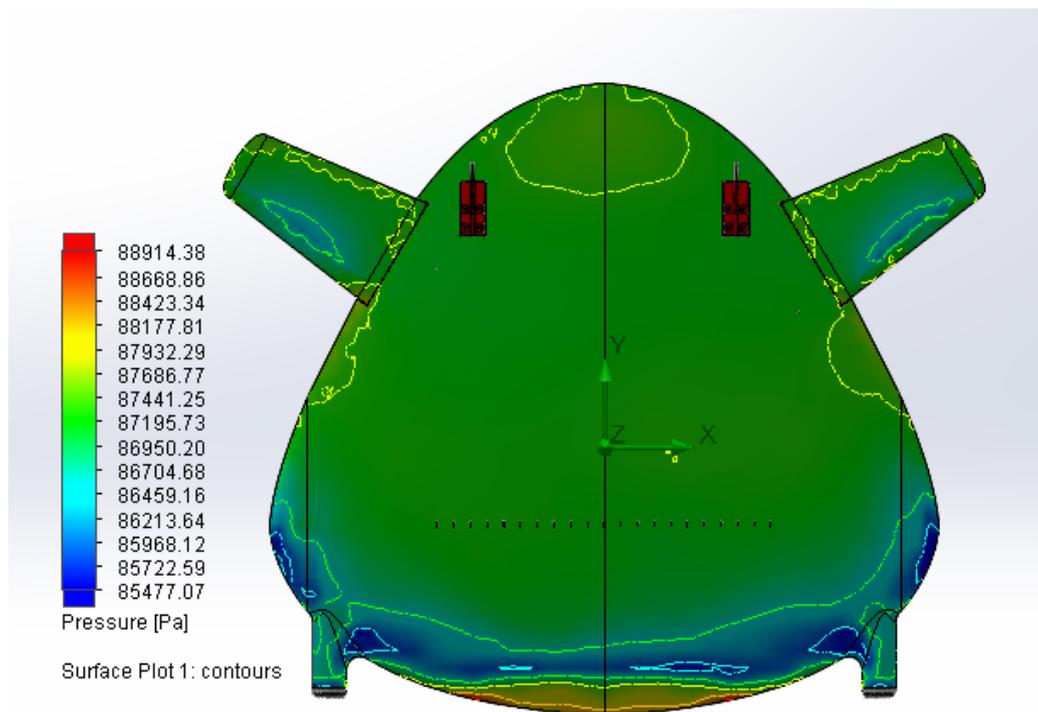


Figura 11 - Cut Plot delle pressioni in prossimità di stallo con VG a c/3: grande depressione a c/10

### 3. VG sia ad 1/3 sia ad 1/10 della corda massima

A seguito dei risultati precedenti si è deciso di valutare l'aerodinamica di entrambe le disposizioni di VG sia a c/10 sia a c/3. Si sono trovati dei risultati quasi identici a quelli trovati con VG a c/10, si possono notare sul grafico alcune sovrapposizioni dei punti di questo caso e di quello con i solo VG a c/10. Sicuramente dal punto di vista costruttivo meno convenienti rispetto alle precedenti due configurazioni.

Quello che si può dedurre dai seguenti dati sperimentali è che il numero di Reynolds non risulta essere abbastanza elevato da poter consentire un'efficiente energizzazione dello strato limite a parete. Questo può essere anche dovuto al fatto di non aver utilizzato una disposizione del tutto ottimale dei vortex generator e una forma geometrica di primo dimensionamento non del tutto adatta al caso pratico del Pancake. Effettuando uno studio più preciso si potrebbero ottenere dei buoni risultati e ottimizzare al meglio tale scelta impiantistica. Tuttavia quello trovato, risulta comunque un risultato alla conferma dell'efficacia di questi elementi.

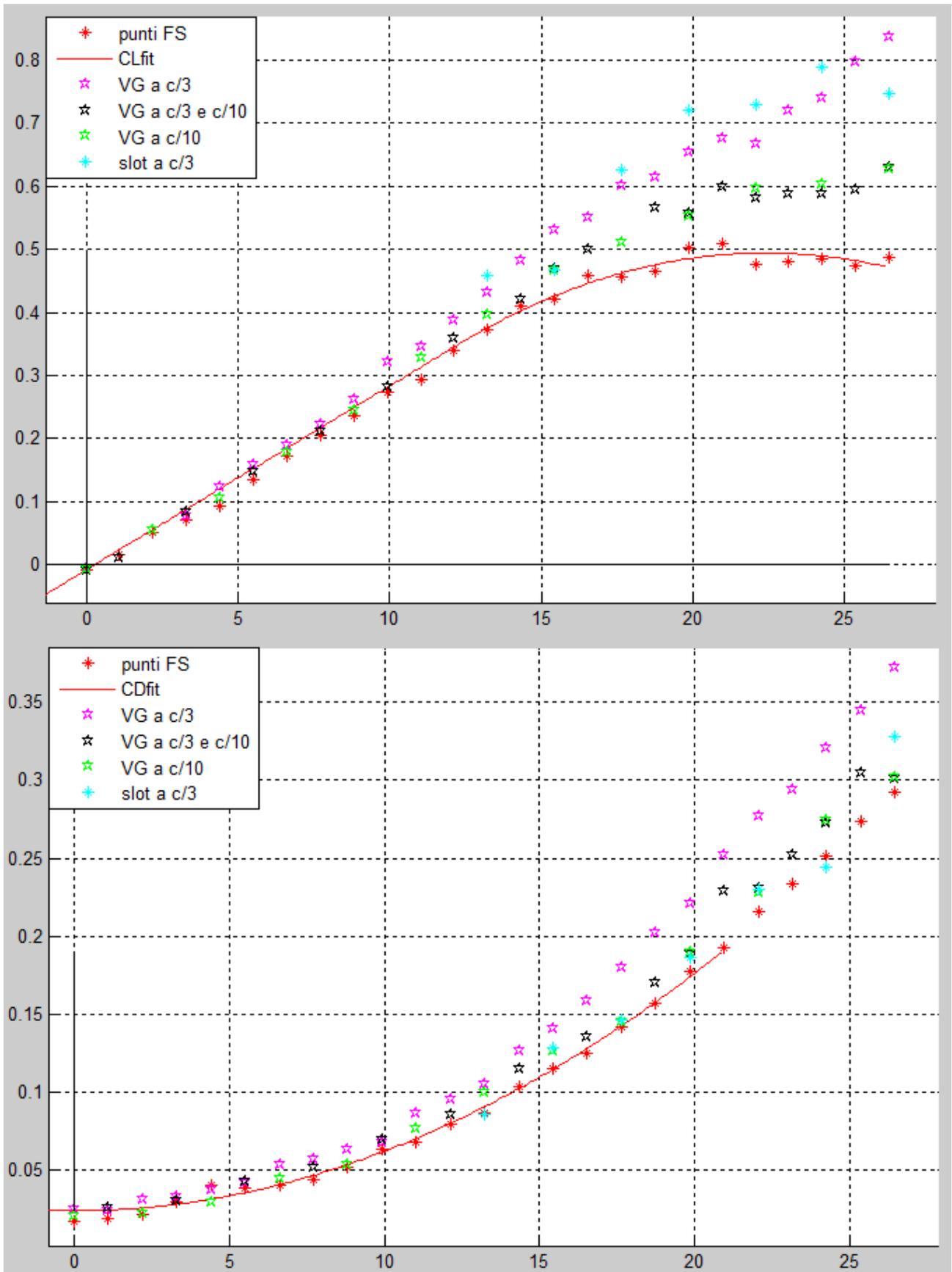


Grafico 6 – Sovrapposizione dei punti sperimentali nelle diverse configurazioni di ipersostentazione.

### 5.2.3 Ottimizzazione della sustentazione del V-173: slot

Un altro modo con cui si è cercato di migliorare le prestazioni del Pancake è stato quello di introdurre nella parte dorsale degli slot realizzati con la funzione `loft` di SF. Questi elementi hanno la capacità di immettere fluido energetico all'interno dello strato limite e con una velocità il più possibile tangente alla superficie e parallela alla velocità esterna allo strato limite nel punto di immissione. In questo modo il flusso all'interno dello strato riuscirà resistere meglio a gradienti di pressione avversi, aumentandone la penetrabilità. [Figura 12]

Nel caso pratico del pancake tale sistema può essere realizzato tramite una serie di spillamenti realizzati con condotti di materiale plastico facilmente regolabili dal pilota aprendo o meno una piccola valvola di controllo (ad esempio a saracinesca).

Prima di effettuare le simulazioni è stata predisposta la geometria di questi apparati: sono stati creati corpi sporgenti a circa un decimo di corda con una piccola cavità. Con il tool FS è bastato inserire una Boundary Condition, nonché una condizione al contorno su questa cavità: per semplicità si è imposta una velocità in ingresso nel dominio fluido pari a 10 m/s. In seguito sono state effettuate prove per valori di incidenze superiori a  $10^\circ$ .

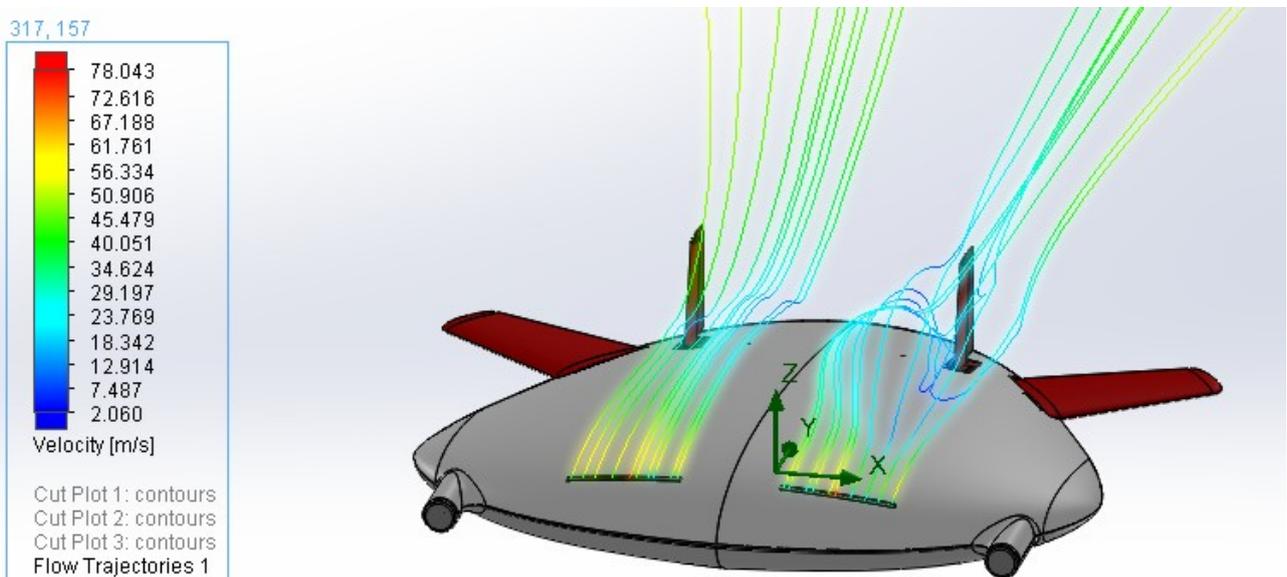


Figura 12 - Modello CAD del Pancake con slot e immissione del flusso energizzato sul dorso

Da come si può notare dal Grafico 6, si ottengono dati significativi anche senza aver dimensionato con precisione il sistema; infatti a parità di incidenza si ottengono valori del coefficiente di portanza

maggiori rispetto al sistema con i vortex generator ma soprattutto si rilevano coefficienti di resistenza molto minori, prossimi a quelli del velivolo con superfici “pulite” e quindi efficienze più elevate.

Tuttavia bisogna considerare anche il fatto che non sono stati presi provvedimenti per bilanciare l'immissione di fluido in una parte del velivolo; per il principio di conservazione della massa dovranno esistere altre superfici sul velivolo in cui porre condizioni contrarie, ovvero di aspirazione.

Così come per i vortex generator, anche per gli slot è fondamentale la loro disposizione sul dorso e il dimensionamento interno degli spillamenti, che dovranno attraversare in modo opportuno il corpo del pancake dal ventre al dorso senza significative perdite di carico e con i quali si potrebbero ottenere dei risultati ancora più benevoli.

### 5.3 Prestazioni di discesa a motori spenti

Nella fase di avvicinamento e di atterraggio l'apparato propulsivo solitamente è spento o comunque al minimo della potenza: in questi casi è interessante valutare il moto del velivolo e quali possano essere le condizioni ottimali per una corretta discesa.

Le equazioni che governano il velivolo in fase di avvicinamento all'atterraggio, risultano:

$$\begin{cases} D = W \sin(\gamma) \\ L = W \cos(\gamma) \\ V_x = V \cos(\gamma) \\ V_z = V \sin(\gamma) \end{cases}$$

Dove  $\gamma$  è l'angolo compreso tra la proiezione della velocità sull'asse x e la velocità stessa, preso positivo se la proiezione della velocità sull'asse z ha lo stesso verso dell'accelerazione di gravità.

Si valutano di seguito due dei fattori che influenzano l'avvicinamento all'atterraggio:

- ♦ Pendenza  $\gamma$  della traiettoria di discesa

Per trovare l'angolo minimo di discesa è necessario valutare il rapporto tra le prime due equazioni del sistema sovrastante, ovvero:

$$\tan(\gamma) = \frac{D}{L} = \frac{1}{E}$$

Dove E indica l'efficienza aerodinamica del velivolo.

È immediato riconoscere che il minimo angolo di discesa possibile si realizza quando si verifica la massima efficienza aerodinamica, nel caso del Pancake, avendo trovato che a motori totalmente spenti  $E_{max}=4.6947$ , si ha:

$$\gamma_{min} = \tan^{-1} \frac{1}{E_{max}} \approx 12^\circ$$

♦ Velocità verticale minima

Per valutare la velocità verticale minima è necessario elaborare le prime tre equazioni del sistema tenendo presente che le incognite sono quattro, ovvero V,  $V_z$ ,  $\gamma$  e  $\alpha$ . La velocità verticale di discesa minima è stata trovata in modo iterativo, soprattutto perché questo velivolo presenta un'efficienza massima ridotta rispetto a velivoli convenzionali, e quindi per maggior precisione si è scelto di ricercare la soluzione numericamente (l'algoritmo risolutivo è riportato per completezza nell'Appendice [7]).

Come prima istruzione si è creato un vettore di velocità con uno step molto piccolo ( $\sim 0.01$  m/s). Per ogni elemento del vettore velocità, si è trovata l'inclinazione  $\gamma$  del velivolo con il metodo di bisezione: si sono considerati come estremi dell'intervallo iniziale di  $\gamma$  il valore minimo  $\tan^{-1}/E_{max}$  e il valore massimo ( $90^\circ$ ), in considerazione del fatto che i due valori potevano assumere la soluzione cercata.

Inizialmente si è valutato per gli estremi di  $\gamma$  e il loro punto medio il valore del  $C_L$ , da questo si è ricavata l'incidenza  $\alpha$  e da quest'ultima il coefficiente di resistenza. Prendendo la seconda equazione e dividendola per la prima si è ottenuto:

$$f(\gamma) = \tan(\gamma) - \frac{C_D}{C_L} = 0$$

Lo scopo del metodo è stato quello di trovare la radice della funzione f. Per ogni iterazione si è valutato in quale dei due intervalli fosse compreso lo zero, scartando così uno dei due estremi. L'intervallo individuato diventava così il novo intervallo da "bisezionare" all'iterazione successiva.

In questo modo si è trovato l'angolo  $\gamma$  relativo ad ogni velocità di volo  $V$  e per trovare  $V_z$  è stato sufficiente moltiplicare ogni elemento del vettore  $V$  per il seno del rispettivo elemento del vettore  $\gamma$ .

```

for i=1:N
    V=v(i);
    g(1)=atand(1/E_max);
    g(3)=90;
    while ((g(3)-g(1))>eps)
        g(2)=(g(3)+g(1))/2;
        CL=k*cosd(g)/V^2;
        a=(coefcomp(2)\(CL-coefcomp(1))).*(CL<=CL_lin)+(-a_st+sqrt(a_st^2-
            (coefcomp(3)-CL)/coefcomp(5))).*(CL>CL_lin);
        CD=coefCD(3)+coefCD(2)*a+coefCD(1)*a.^2;
        fg=tand(g)-CD./CL;
        g(1)=g(1)*((fg(1)*fg(2))<=0)+g(2)*((fg(1)*fg(2))>0);
        g(3)=g(2)*((fg(1)*fg(2))<=0)+g(3)*((fg(1)*fg(2))>0);
    end
    gam(i)=g(2);
end
vz=v.*sind(gam);

```

Per trovare la  $V_z$  minima si è ricercato il minimo del vettore dei  $V_z$  e dalla sua posizione si è ottenuto anche il valore della velocità asintotica rispettiva:

```

[VZMIN,j]=min(vz);
V_VZMIN=v(j);

```

## 5.4 Fase di Atterraggio e l'influenza degli ipersostentatori

Nella fase di atterraggio a motori spenti si è cercato di valutare la massima corsa possibile al variare del  $C_{Lmax}$  trovato con le varie soluzioni sull'ipersostentazione.

Per confrontare i risultati si è deciso di valutare la sola corsa di rullaggio, in quanto non si hanno a disposizione tutti i dati riguardanti il velivolo, come il tempo di manovra all'atterraggio (il tempo che il pilota impiega per passare dalla configurazione in richiamata a quella con i carrelli completamente a terra), che dipenderà sicuramente dall'inerzia e dalla precisione sull'attuazione dei controlli sull'assetto del velivolo, e dal fattore di carico all'atterraggio, ovvero il fattore di carico perpendicolare alla velocità che influenza il raggio del raccordo tra la traiettoria di avvicinamento (rettilenea) e la fase di manovra. [19]

Per trovare lo spazio di frenata si è considerato il sistema di forze come in [Figura 13].

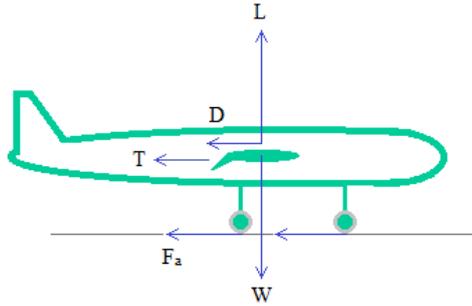


Figura 13 – Rappresentazione delle forze in fase di atterraggio

L'equazione differenziale che governa il moto in queste condizioni è il secondo principio della dinamica:

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = - \left[ T_{rev} + \frac{1}{2} \rho S C_D V^2 + \mu_r \left( W - \frac{1}{2} \rho S C_L V^2 \right) \right]$$

Effettuando alcuni passaggi che per completezza si riportano nell'Appendice [1] e [8], è possibile risolvere in forma chiusa la precedente equazione differenziale non lineare, imponendo le condizioni iniziali del caso, ovvero velocità iniziale di input e velocità finale nulla:

$$\Delta s = \frac{\ln \left( 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho S (C_D - \mu_r C_L)}{T_{rev} + \mu_r W} V_{in}^2 \right)}{g \rho \frac{S}{W} (C_D - \mu_r C_L)}$$

Dove:

- ♦  $C_D$  e  $C_L$  sono rispettivamente quelle di stallo, considerati costanti.
- ♦  $T_{rev}$  è la trazione reversibile quella che si ottiene imponendo l'inversione di spinta delle eliche; nel seguente caso è stata posta a zero.
- ♦  $\mu_r$  è il coefficiente di attrito generato dal pneumatico in fase di frenata e considerato costante:
  - $0.8 < \mu < 1$  su pista di cemento asciutto e con pneumatico in buone condizioni
  - $0.6 < \mu < 0.8$  su pista bagnata
  - $0.1 < \mu < 0.2$  su ghiaccio
- ♦  $V_{in}$  è la velocità iniziale di frenata,  $V_{in} = 1.15 V_{stallo} = 1.15 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}}$

Considerando gli andamenti ottenuti delle curve di portanza e di resistenza per i diversi ipersostentatori, si sono ottenuti i diversi valori dello spazio di frenata, riportati nella tabella sottostante:

Tipo di ipersostentatore	$V_{\text{stallo}} [\text{ms}^{-1}]$	$\Delta s [\text{m}] \mu = 0.8$	$\Delta s [\text{m}] \mu = 0.6$	$\Delta s [\text{m}] \mu = 0.1$
pulito	32.1551	158.7495	168.1129	306.6419
VG solo in mezzo	28.2276	126.6382	133.3754	242.4640
VG solo davanti	30.6788	147.4979	168.9312	302.7740
VG entrambi	30.3124	164.0273	155.7008	283.4509
slot	26.8635	153.6939	150.8171	262.6805

**Tabella 1 – Valori degli spazi di frenata in diverse condizioni della pista e per diversi ipersostentatori.**

Da come si evince dalla formula e dalla Tabella 1, c'è un legame ben preciso tra lo spazio di frenata e le caratteristiche aerodinamiche del velivolo in fase atterraggio. Ciò che determina lo spazio percorso non è solo la velocità con la quale si comincia questa fase dell'atterraggio, ma anche i valori del  $C_L$  e del  $C_D$ , per cui non è detto che si ottengano minori spazi di frenata con velocità di inizio frenata minori. Nella tabella infatti si hanno maggiori spazi di frenata con i slot e con entrambi i vortex generator nonostante le velocità di stallo siano tra le più basse.



# Capitolo 6 - L'effetto delle eliche sull'aerodinamica del Pancake

All'epoca, il Pancake risultava essere un velivolo interessante non soltanto per le sue capacità STOL ma anche per la caratteristica di poter arrivare ad altissime incidenze. Dai feedback del principale pilota del Pancake (Guyton), è risultato che l'aeroplano poteva raggiungere incidenze di  $45^\circ$  mantenendo ancora il controllo dei comandi di volo. [1]

In questo lavoro si è voluto ricercare l'andamento delle curve di portanza e di resistenza anche per il modello realizzato in CAD accoppiato alle due eliche, valutando e confrontando poi i risultati con quelli già ottenuti per il velivolo senza di queste.

## 6.1 Comportamento ad elevate incidenze del velivolo senza eliche

Durante le simulazioni del velivolo senza eliche e senza componenti aggiuntivi per l'ipersostentazione si sono valutati i valori del coefficiente di portanza e di resistenza ad incidenze superiori a quelle di stallo fino ad  $\alpha=50^\circ$ .

I risultati così ottenuti hanno permesso di ricostruire i seguenti grafici. [Grafico 7]

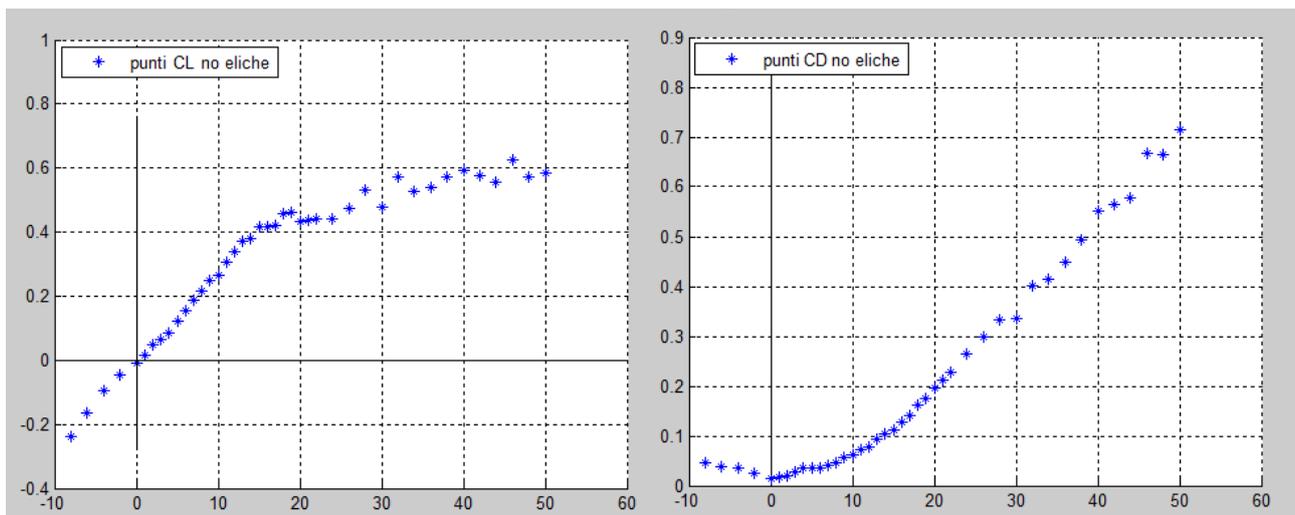


Grafico 7 – Andamento dei punti sperimentali oltre la zona di stallo.

Si può osservare che per incidenze prossime a quelle di stallo si ha un calo della portanza con un successivo aumento disordinato di questa per tutte le incidenze a seguire. Questo comportamento deriva dal fatto che per incidenze maggiori a quelle di stallo, tutta la superficie dorsale del velivolo

è soggetta alla separazione. Ciò comporta una grande depressione che fa sì che ci sia generazione di portanza, tuttavia il tutto va a discapito della resistenza, che aumenta in modo considerevole.

Questa generazione di portanza sopra  $\alpha_{stallo}$  è un fenomeno difficilmente prevedibile e non permette il controllo del velivolo in quelle zone. Motivo principale è dovuto al fatto che essendoci un grande stato di disordine in prossimità del corpo le superfici di controllo (derive, equilibratori), che sono progettate per avere un campo di moto leggermente perturbato, si trovano in condizione di crisi non permettendo così il controllo dell'assetto.

Considerando il precedente risultato e quelli ottenuti con le simulazioni in presenza di ipersostentatori si è deciso di valutare l'influenza delle eliche sul campo di moto dell'aereo, aspettandosi che la presenza di queste sia il motivo per cui i piloti del Pancake raggiungessero elevate incidenze in volo.

## 6.2 Comportamento del velivolo con eliche

Le simulazioni del velivolo completo di eliche hanno comportato in FS l'inserimento di alcuni input in più. All'elica sinistra si è imposta una velocità di rotazione oraria di 89.85 rad/s e a quella destra uguale ma opposta in verso. In questo modo si è ottenuto l'effetto delle eliche rotanti verso le estremità alari, caratteristiche del pancake, in modo tale da minimizzare l'intensità dei vortici di estremità tipici dei velivoli a basso allungamento alare. [1]

Effettuando le simulazioni del velivolo completo, le forze trovate non sono più soltanto quelle aerodinamiche del velivolo ma la somma di queste con quelle propulsive delle eliche. Potendo conoscere quelle propulsive a seguito delle simulazioni effettuate delle sole eliche rotanti e supponendo che la presenza posteriore del velivolo non influenzi molto le sue prestazioni, per trovare le forze aerodinamiche riferite al corpo del velivolo si è effettuata la differenza tra le forze totali della configurazione velivolo+eliche e le forze sviluppate dalle sole eliche [Figura 14].

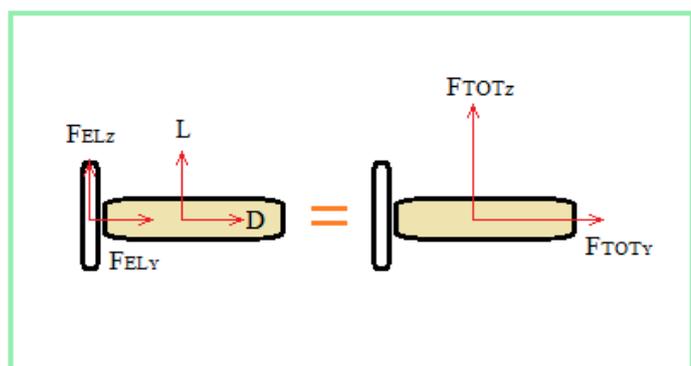


Figura 14 – Sistema di forze del velivolo completo

Ogni simulazione è stata effettuata a 50 m/s cambiando solo il valore dell'incidenza, quindi la velocità assiale che impattava le eliche varia anch'essa con l'angolo secondo la formula:

$$V_{ax} = V \cos(\alpha)$$

Quindi per ogni simulazione varia il rapporto di avanzamento a cui si lavora:

$$\gamma = \frac{V_{ax}}{nD}$$

Per trovare le forze sprigionate dalle eliche si è sfruttata la curva del coefficiente di tiro trovata precedentemente. E dunque variando il coefficiente di tiro varia anche il tiro di entrambe le eliche:

$$T = \rho n^2 D^4 C_T(\gamma)$$

I nuovi valori del  $C_L$  e del  $C_D$  sono stati calcolati con la formula sottostante, che tiene in considerazione il fatto che la forza trovata da Flow Simulation è la somma di quella derivante dall'azione aerodinamica sulle eliche (propulsiva) e sul velivolo (portante e resistiva).

$$C_L = \frac{(F_{tot_z} - F_{el_z}) \cos(\alpha) - (F_{tot_y} - F_{el_y}) \sin(\alpha)}{\frac{1}{2} \rho S V^2}$$

$$C_D = \frac{(F_{tot_z} - F_{el_z}) \sin(\alpha) + (F_{tot_y} - F_{el_y}) \cos(\alpha)}{\frac{1}{2} \rho S V^2}$$

Per quanto riguarda  $F_{el_z}$  si è ottenuto sperimentalmente che è di almeno un ordine di grandezza inferiore rispetto a  $F_{tot_z}$  e con oscillazioni tra un'incidenza ed un'altra da lasciare intendere che il suo valore fosse nullo.

Impostati i parametri di input si sono fatte simulazioni fino a raggiungere un evidente stallo del profilo derivante dalle caratteristiche dei cut plot [Figura 15]. Dalle valutazioni è emerso un peggioramento della pendenza della curva e quindi anche una diminuzione del  $C_L$  per bassi angoli rispetto alla configurazione senza eliche, tuttavia si è confermato che la presenza delle eliche porta

il profilo a stallare ad angoli di incidenza elevatissimi [Grafico 8]. E' risultato che  $\alpha_{\text{stallo}}$  è intorno ai  $50^\circ$  confermando così in via preliminare la teoria dei piloti, in quanto le eliche con cui si sono fatte le simulazioni non sono esattamente uguali a quelle storiche. [Figura 16]

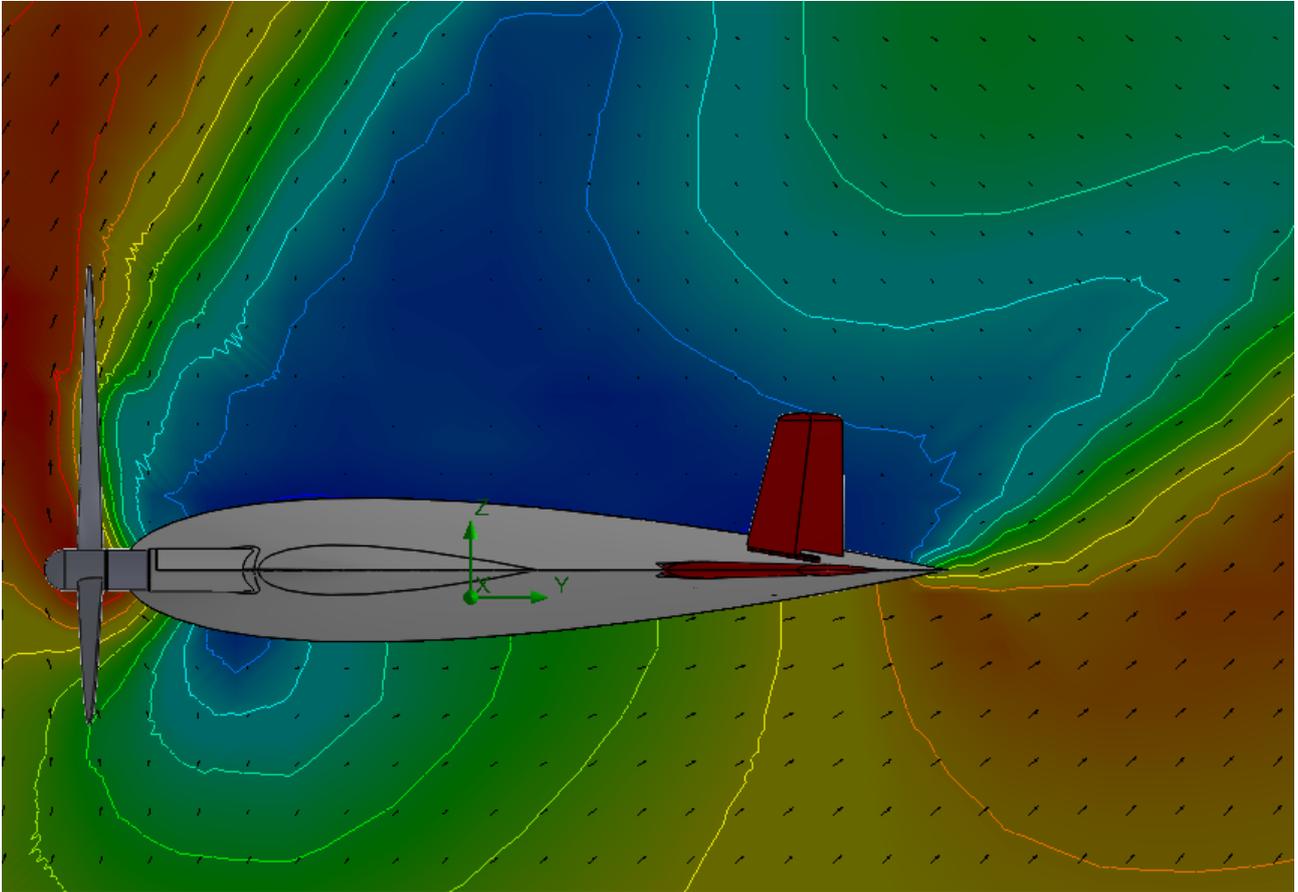


Figura 15 – Separazione ad  $\alpha=56^\circ$  dell'assieme con eliche

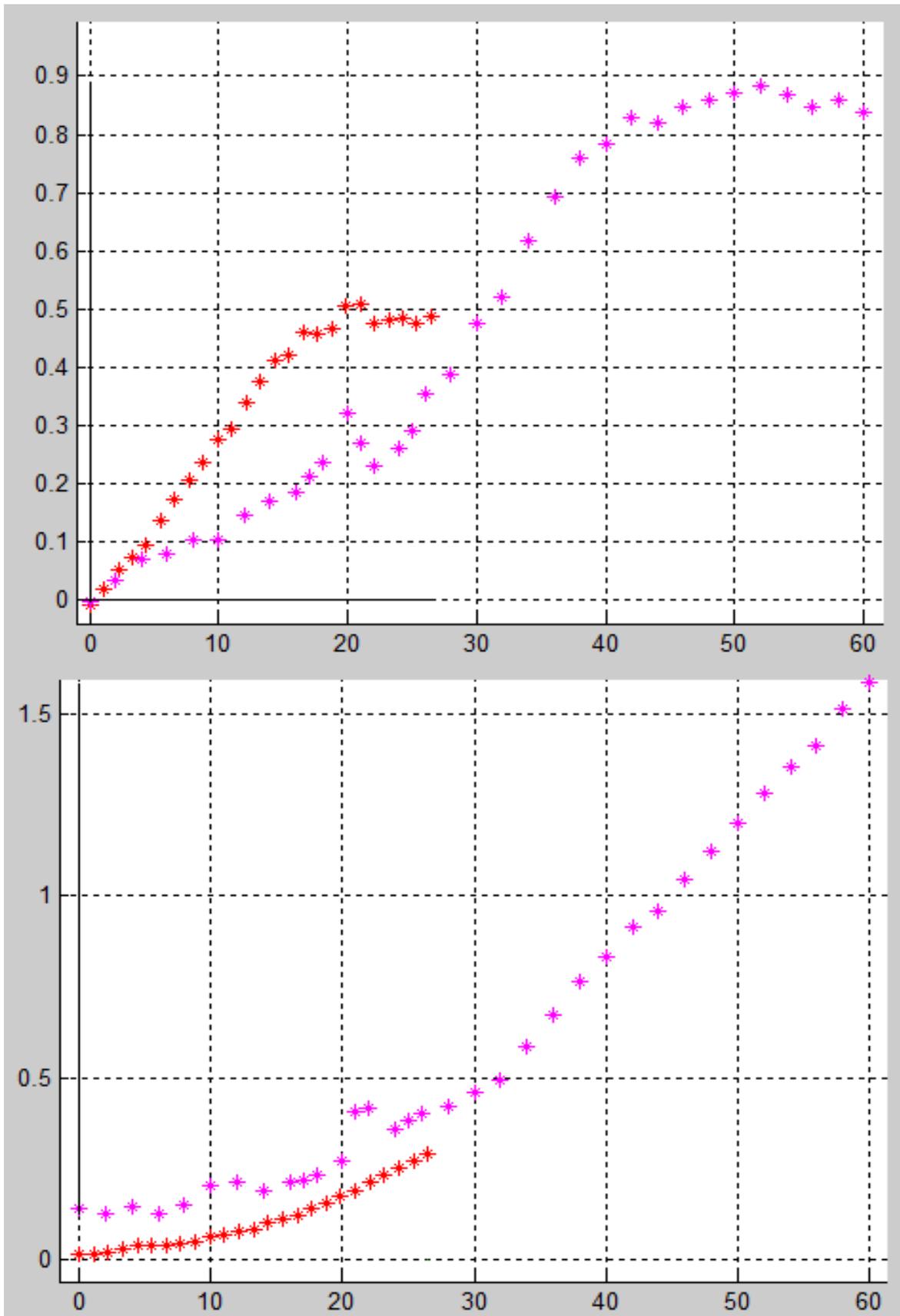


Grafico 8 – Confronto dell'andamento dei punti  $C_L$ - $\alpha$  (sopra) e  $C_D$ - $\alpha$  (sotto) del velivolo con e senza eliche

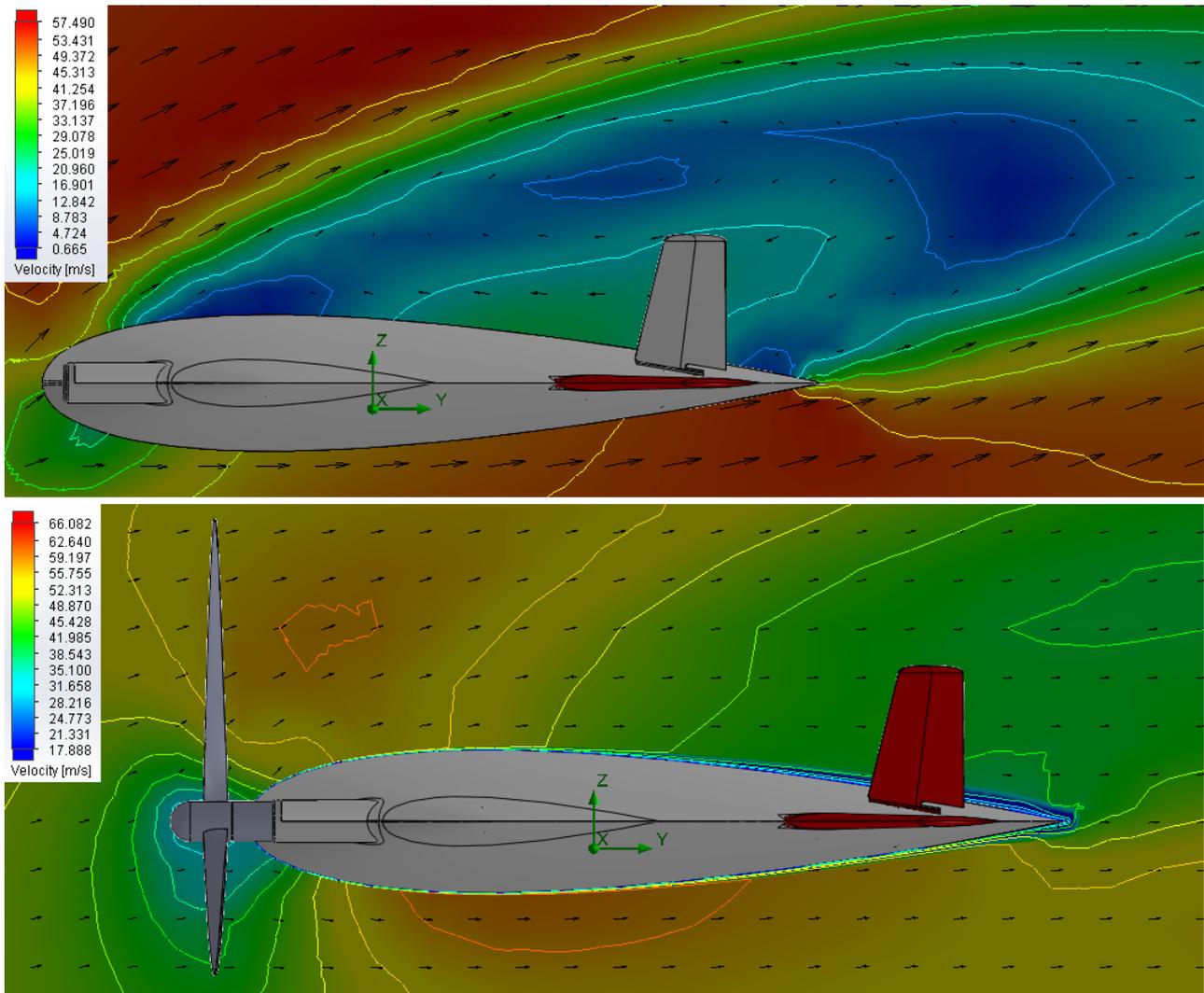


Figura 16 – Condizione 22°, sopra V-173 senza eliche in fase di stallo, sotto V-173 con eliche e stato limite attaccato

### 6.3 Valutazione delle velocità di crociera

Ottenuti i nuovi grafici sul  $C_L$  e  $C_D$ , che descrivono il comportamento del velivolo in presenza delle eliche, è stato possibile ricavare il grafico della spinta necessaria per il volo livellato.

Per trovare questa curva si è partito dal sistema di forze in volo livellato eliminando l'ipotesi che l'angolo di incidenza sia piccolo.

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

Da questo sistema di equazioni si è esplicitata la velocità in funzione di soli parametri noti:

$$L + D \operatorname{tg}\alpha = W$$

$$\frac{1}{2} \rho S V^2 (C_L + C_D \operatorname{tg} \alpha) = W$$

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S (C_L + C_D \operatorname{tg} \alpha)}}$$

A partire dai punti  $C_L$ - $\alpha$  e  $C_D$ - $\alpha$  trovati con le simulazioni si è ricavata la velocità per ogni angolo di incidenza e da questa poi la resistenza associata:  $D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D$ . La spinta necessaria  $T_n$  richiesta dal velivolo è pari a:

$$T_n = \frac{D}{\cos \alpha}$$

Così facendo si sono ricavate le coppie di velocità-resistenza per tutti gli angoli di incidenza del velivolo.

Le curve della spinta disponibile sono state ottenute trovando la trazione fornita da entrambe le eliche sfruttando la curva del  $C_T$  (Capitolo 4 paragrafo 4.2). Questo si è fatto per diversi numeri di giri.

Di seguito vengono riportati i grafici ottenuti sovrapposti con quelli del velivolo senza presenza di eliche.

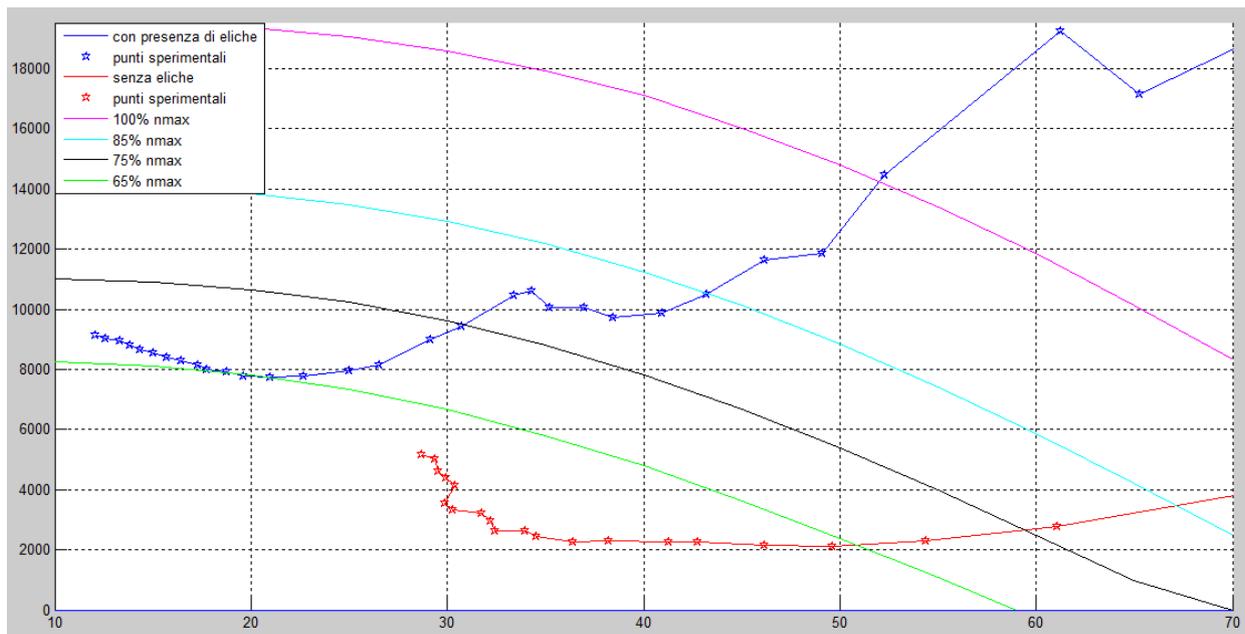


Grafico 9 – Curve sperimentali di spinta richiesta (blu e rossa) e curve sperimentali di spinta disponibile a diversi giri.

Le due curve a concavità positiva [Grafico 9] rappresentano dal basso verso l'alto: quella in rosso la spinta necessaria per il volo livellato, calcolata con i dati sul  $C_L$  e sul  $C_D$  trovati senza l'influenza dell'elica; quella in blu è la stessa curva ma calcolata con i valori del  $C_L$  e del  $C_D$  trovati nel Capitolo 6, Paragrafo 6.2.

Le curve a concavità negativa invece rappresentano la spinta fornita dalle eliche al variare del numero di giri; la più alta è quella ottenuta imponendo il numero di giri massimo di progetto.

Da come si può notare le spinte necessarie trovate con le curve di prestazione del solo velivolo sono molto inferiori rispetto a quelle richieste dallo stesso velivolo quando si trova nella scia delle eliche, nel caso del velivolo completo infatti la spinta necessaria minima e la velocità di efficienza massima non sono più come le precedenti:

$$T_{nmin} = \frac{W}{E_{max}}$$

$$V_{E_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{E_{max}}}}}$$

Il fatto che l'efficienza massima sia diminuita e che il punto di efficienza massima si sia spostato verso  $C_L$  più elevati spiega lo spostamento della curva verso l'alto.

Le restanti curve presenti nel grafico relative alla spinta disponibile permettono di capire qual è la velocità alla quale si stabilizza il velivolo per una certa velocità di rotazione delle eliche e, viceversa, a partire da una certa velocità di volo desiderata permettono di scoprire la velocità alla quale si devono regolare le eliche. Occorre specificare che per poter giustificare questo processo è necessario supporre che le caratteristiche aerodinamiche del velivolo non cambino eccessivamente al variare del numero di giri; infatti le simulazioni per trovare i nuovi valori del  $C_L$  e del  $C_D$  sono state effettuate con un numero di giri pari al 75% del numero di giri massimo.

## Conclusioni e sviluppi futuri

Dal seguente lavoro di tesi sono emersi i possibili comportamenti di un velivolo non convenzionale come il Flying Pancake.

In particolare si è studiata l'efficacia dell'ipersostentatore già presente nel progetto del velivolo originale (plain flap) con simulazioni, ottenendo tuttavia risultati simili alla configurazione senza flap estesi e dunque commentando la bassa efficacia di questo componente, proponendo alternative più efficienti come VG e slot. Dagli studi è emersa una buona compatibilità tra il velivolo e i vortex generator, i quali hanno consentito di stimare prestazioni migliori soprattutto nella fase di atterraggio. Sistemi come questi tuttavia meritano sicuramente studi e simulazioni più approfondite in modo tale da valutare e sperimentare la maggior parte delle alternative ed arrivare a soluzioni ancor più ottimali.

Nel corso del lavoro si è inoltre valutato l'effetto della presenza nel velivolo delle due eliche di diametro rilevante (5 m ciascuna) che, considerata l'apertura alare di soli 7 m, già in partenza suggerivano una grande influenza sul suo comportamento. Il loro effetto ha portato alla luce, a partire dal confronto dell'aerodinamica pulita e quella influenzata dalle eliche, la loro importanza nell'aumentare considerevolmente la massima incidenza alla quale è ancora possibile avere controllabilità sul velivolo in crociera.

In conclusione tutti i risultati ottenuti, potranno essere la base di studi e ricerche più approfondite in modo tale da sviluppare appieno l'ottimizzazione di questo aeroplano realizzando sistemi di ipersostentazione ancor più efficienti.

Un altro possibile spunto per migliorie e studi futuri che si discosta lievemente dal presente lavoro di tesi ma che tuttavia in parte lo completerebbe può essere rappresentato dall'accoppiamento del velivolo con i motori, trovando per esempio il legame tra la potenza fornita dal motore e il suo numero di giri e la posizione della manetta: si potrebbero costruire le curve isomanetta direttamente nella curva della spinta necessaria per il volo livellato e trovare quindi la posizione della manetta necessaria per volare ad una certa velocità e viceversa. In questo lavoro di tesi non è stato possibile effettuare questo studio in quanto non si avevano a disposizione le curve relative al motore A-80 del velivolo storico. Può essere senz'altro spunto per studi futuri lo studio di un motore di nuova generazione da accoppiare con il velivolo.



## Bibliografia

- [1] Naval Fighters number twenty one, “Chance Vought V-173 and XF5U-1 Flying Pancakes”.
- [2] [http://en.wikipedia.org/wiki/Vought\\_V-173](http://en.wikipedia.org/wiki/Vought_V-173)
- [3] Fia O Caoimh, The Aviation Book
- [4] <http://www.solidworks.it/sw/products/solidworks-flow-simulation.htm>
- [5] <http://www.mathworks.it/products/matlab/>
- [6] <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1938/naca-report-640.pdf>
- [7] <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1939/naca-report-650.pdf>
- [8] <http://www.rcgroups.com/forums/attachment.php?attachmentid=6209367>
- [9] <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm>
- [10] <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm>
- [11] <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1949/naca-report-924.pdf>
- [12] [http://it.wikipedia.org/wiki/File:Propeller\\_section.svg](http://it.wikipedia.org/wiki/File:Propeller_section.svg)
- [13] <http://www.solidworks.it/>
- [14] <http://www.aereimilitari.org/forum/topic/5509-tecnica-del-volo/>
- [15] <http://www.laesieworks.com/ifo/lib/disc.html>
- [16] <http://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/Micro-VG.html>
- [17] <http://www.zenith.aero/profiles/blogs/installing-micro-vortex>
- [18] Buresti Guido “Elements of Fluid Dynamics”
- [19] Casarosa Carlo, “Meccanica del Volo”



## Appendice

[1]

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = - \left[ T_{rev} + \frac{1}{2} \rho S C_D V^2 + \mu_r \left( W - \frac{1}{2} \rho S C_L V^2 \right) \right]$$

$$\frac{ds}{dt} \frac{dV}{ds} = - \frac{g}{W} \left[ (T_{rev} + \mu_r W) + \frac{1}{2} \rho S (C_D - \mu_r C_L) V^2 \right]$$

$$ds = \frac{V dV}{- \frac{g}{W} \left[ (T_{rev} + \mu_r W) + \frac{1}{2} \rho S (C_D - \mu_r C_L) V^2 \right]}$$

$$\begin{aligned} \Delta s &= \int_0^{\Delta s} ds = - \int_{v_{in}}^0 \frac{V dV}{\left[ g \left( \frac{T_{rev}}{W} + \mu_r \right) + g \frac{1}{2} \rho \frac{S}{W} (C_D - \mu_r C_L) V^2 \right]} = \\ &= \int_0^{v_{in}} \frac{V dV}{\left[ g \left( \frac{T_{rev}}{W} + \mu_r \right) + g \frac{1}{2} \rho \frac{S}{W} (C_D - \mu_r C_L) V^2 \right]} = \\ &= \frac{1}{g \rho \frac{S}{W} (C_D - \mu_r C_L)} \left[ \ln \left[ g \left( \frac{T_{rev}}{W} + \mu_r \right) + g \frac{1}{2} \rho \frac{S}{W} (C_D - \mu_r C_L) V^2 \right] \right]_0^{v_{in}} \\ &= \frac{\ln \left( 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho S (C_D - \mu_r C_L)}{T_{rev} + \mu_r W} V_{in}^2 \right)}{g \rho \frac{S}{W} (C_D - \mu_r C_L)} \end{aligned}$$

[2]

```
function [c,err,al]=find_CL(x,y,eps)
```

```
N=round((max(x)-min(x))/eps)+1;
er=zeros(1,N);
```

```
x1=linspace(min(x),max(x),N);
```

```
for i=1:N
    l=sum(x<x1(i));
    c2=polyfit(x((l+1):n),y((l+1):n),2);
    c2=fliplr(c2);
    c1(2)=2*c2(3)*x1(i)+c2(2);
    c1(1)=c2(3)*x1(i)^2+c2(2)*x1(i)+c2(1)-c1(2)*x1(i);
```

```

er(i)=sum(abs(y-(x<x1(i)).*(c1(1)+c1(2)*x)+
            (x>=x1(i)).*(c2(1)+c2(2)*x+c2(3)*x.^2)));
end

[err,j]=min(er);
al=x1(j);
l=sum(x<al);
A=[ones(1,length(x((l+1):n)));x((l+1):n);x((l+1):n).^2]';
c2=linsolve(A'*A,A'*(y((l+1):n))');
c1(2)=2*c2(3)*al+c2(2);
c1(1)=c2(3)*al^2+c2(2)*al+c2(1)-c1(2)*al;
c=[c1(1) c1(2) c2(1) c2(2) c2(3)];

```

[3]

```

function [c]=CDfit(x,y)

n=length(x);
A=[ones(n,1) (x').^2];
c=linsolve(A'*A,A'*y');

```

[4]

```

% progetto eliche con il metodo di Theodorsen
eps=0.00001;
cl=1.346;
cd=0.02167;
alfa_Emax=8.18;
T=6000/2;
ro=1.09;
V=43;
B=2;
D=1:.25:5;

n_giri=num_giri(.91,335,D,75);
ct=T*8./(ro*pi*(V*D).^2);
gam=V./(D.*n_giri);

cp=ct*0;
x=[.1:.1:.9 .95];
corde=zeros(length(D),length(x));
calettamenti=zeros(length(D),length(x));
hold on
for i=1:length(D)
    [w,k,ek]=theodorsen_thrust(ct(i),gam(i),eps,cl,cd);
    if(w>=0)
        [beta,chord]=theod_b(x,w,gam(i),cl,D(i)/2,B);
        corde(i,:)=chord;
        calettamenti(i,:)=beta+alfa_Emax;
        cp(i)=2*k*w*(1+w)*(1+ek*w);
        plot(x*D(i),chord)
    end
end
rend=ct.*gam./cp;
P=.5*ro*pi/4*D.^2*V^3.*cp;

```

[5]

```

function [z,k,e_k]=theodorsen_thrust(TC,gamma,eps,cl,cd)

```

```

STEP=2;
wmin=0;
wmax=1;
while ((wmax-wmin)>eps)
    w=wmin:( (wmax-wmin)/STEP ):wmax;
    x=(w+1)*gamma;
    k1=theod_k(x);
    k2=theod_ek(x);
    T_ct=2*k1.*w.*(1+(k2+.5).*w);
    ta=zeros(1,length(w));
    x=[.1:.1:.9 .95];
    for k=1:length(w)
        phi=atand((pi*x).\gamma*(1+.5*w(k)));
        K=theod_Kx(gamma*(1+w(k))*ones(1,length(x)));

sigma_cd=cd/cl*(( (1+w(k))*w(k)*2*K'.*(sind(phi).^2))./((1+.5*w(k))*(1+.5*w(k))*co
sd(phi).^2).*cosd(phi));
        integrand=sigma_cd.*x./sind(phi);
        for i=1:length(x)
            ta(k)=ta(k)+integrand(i);
        end
    end
    Tc=T_ct-ta;

    p=sum(Tc<TC);
    if (p==0 || p==length(Tc))
        wmin=wmin-2*(wmax-wmin);
        wmax=wmax+2*(wmax-wmin);
    else
        wmin=w(p);
        wmax=w(p+1);
    end
end
z=wmin+(TC-Tc(p))*(wmax-wmin)/(Tc(p+1)-Tc(p));
k=k1(p)+(TC-Tc(p))*(k1(p+1)-k1(p))/(Tc(p+1)-Tc(p));
e_k=k2(p)+(TC-Tc(p))*(k2(p+1)-k2(p))/(Tc(p+1)-Tc(p));

```

[6]

```

function [phi,b]=theod_b(x,w,gamma,cl,Rmax,B)

k=theod_Kx(gamma*(1+w)*ones(1,length(x)));
phi=atand((pi*x).\gamma*(1+.5*w));
b=2*pi/B*Rmax/cl*x.*(( (1+w)*w*2*K'.*(sind(phi).^2))./...
((1+.5*w)*(1+.5*w*cosd(phi).^2).*cosd(phi)));

```

[7]

```

function [VZMIN,V_VZMIN]=Vz_V(Vmax,N,W,ro,S,coefcomp,coefCD,a_1)

eps=1e-7;
k=2*W/(ro*S);
a_st=-coefcomp(4)/(2*coefcomp(5));
Vmin=sqrt(k./(coefcomp(3)+coefcomp(4)*a_st+coefcomp(5)*a_st^2));
alpha_Emax=coefCD(1)*coefcomp(2)\(-
coefCD(1)*coefcomp(1)+sqrt(coefCD(1)*(coefCD(1)*coefcomp(1)^2+coefCD(3)*coefcomp
(2)^2-coefCD(2)*coefcomp(1)*coefcomp(2)));
CL_Emax=coefcomp(1)+coefcomp(2)*alpha_Emax;
CD_Emax=coefCD(1)*alpha_Emax^2+coefCD(2)*alpha_Emax+coefCD(3);
E_max=CL_Emax/CD_Emax;
CL_lin=coefcomp(1)+coefcomp(2)*a_1;

```

```

v=linspace(Vmin,Vmax,N+1);
v=v(2:length(v));

gam=zeros(1,N);
g=zeros(1,3);

for i=1:N
    V=v(i);
    g(1)=atand(1/E_max);
    g(3)=90;
    while ((g(3)-g(1))>eps)
        g(2)=(g(3)+g(1))/2;
        CL=k*cosd(g)/V^2;
        a=(coefcomp(2)\(CL-coefcomp(1)).*(CL<=CL_lin)+
            (-a_st+sqrt(a_st^2-(coefcomp(3)-CL)/coefcomp(5))).*(CL>CL_lin);
        CD=coefCD(3)+coefCD(2)*a+coefCD(1)*a.^2;
        fg=tand(g)-CD./CL;
        g(1)=g(1)*((fg(1)*fg(2))<=0)+g(2)*((fg(1)*fg(2))>0);
        g(3)=g(2)*((fg(1)*fg(2))<=0)+g(3)*((fg(1)*fg(2))>0);
    end
    gam(i)=g(2);
end
vz=v.*sind(gam);

[VZMIN,j]=min(vz);
V_VZMIN=v(j);

```

[8]

```

function s=distance_landing(V,W,ro,S,CL,CD,mu,T)

g=9.81;

k1=g*(mu+T/W);
k2=.5*ro*g*S/W*(CD-mu*CL);

s=.5/k2*log(1+k2/k1*V^2);

```