

ALMA MATER STUDIORUM · UNIVERSITÀ DI
BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA

-Sede di Forlì-

Corso di Laurea in

INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Classe LM-20

TESI DI LAUREA

in Disegno Assistito dal Calcolatore

**Analisi della Fattibilità della
Conversione del Velivolo V-173 per il
Volo ad Alta Quota**

Candidato:
Artela Xhaka

Relatore:
Chiar.mo Prof.
Luca Piancastelli

Anno Accademico 2014/2015
Sessione:III

*Ai miei genitori
e ad Ariele*

Indice

1	Velivoli Stratosferici: Stato dell'arte	3
1.1	Introduzione	3
1.2	Velivoli ad energia solare	4
1.2.1	Helios	5
1.2.2	Zephyr	8
1.2.3	Solar Impulse 2	9
1.2.4	Solar Eagle	10
1.2.5	Global Observer	11
1.3	Velivoli non solari	13
1.3.1	Boeing Condor	13
1.3.2	Grob G 520	15
1.3.3	Grob Strato 2C	16
2	Il progetto Vought	19
2.1	Cenni storici	19
2.2	Il prototipo V-173	21
2.2.1	Struttura del V-173	21
2.3	Il prototipo XF5U	23
2.4	Modello CAD utilizzato	24
3	Progetto Eliche	27
3.1	Fase di progettazione	27
3.1.1	Calcolo delle caratteristiche polari con il programma JavaProp	30

3.1.2	Procedura di calcolo delle caratteristiche palari con il metodo di Theodorsen	30
3.2	Analisi delle prestazioni	34
4	Simulazioni CFD	37
4.1	Flow Simulation	37
4.2	Curve $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$ del V-173 pulito	39
4.3	Curve $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$ del V-173 senza eliche	41
4.3.1	Confronto tra i due casi	42
4.4	Prove eseguite sull'aereo completo	43
4.4.1	Comportamento del velivolo con le eliche	43
4.4.2	Configurazione con eliche a diametro ridotto	46
4.5	Autonomia chilometrica ed oraria	48
5	Conclusioni	51
A	Script di MATLAB	53
	Bibliografia	61

Elenco delle figure

1.1	Piattaforme facenti parte del programma ERAST	5
1.2	Prototipo <i>HP01</i> in volo	6
1.3	Immagine del prototipo <i>HP03</i>	7
1.4	Fase di lancio dello <i>Zephyr</i>	8
1.5	Volo del <i>Solar Impulse 2</i>	10
1.6	Disegno del <i>Solar Eagle</i>	11
1.7	Disegno cad del <i>Global Observer</i>	12
1.8	Il <i>Condor</i> in volo	14
1.9	<i>G 520 T</i> durante test al suolo	15
1.10	<i>Grob G 850 Strato 2C</i>	17
2.1	Prototipo discoidale con configurazione triposto, primo progetto di Zimmerman	20
2.2	Vought <i>V-173</i>	22
2.3	Vought <i>XF5U-1</i>	23
2.4	CAD realizzato tramite SW	24
2.5	Vista frontale	25
2.6	Vista superiore	25
3.1	Andamento del profilo <i>Klark Y</i>	28
3.2	Andamento del fascio di funzioni del diametro, rappresentati la corda per ciascuna sezione della pala	33
3.3	Andamento della curva $C_p - \gamma C_T - \gamma$ a sx , $\eta - \gamma$ a dx	34

4.1	Schema delle proiezioni delle forze aerodinamiche nelle direzioni caratteristiche	39
4.2	Andamento del grafico $C_L - \alpha$	40
4.3	Andamento del grafico $C_D - \alpha$	40
4.4	Andamento della curva $C_L - \alpha$ per il velivolo senza eliche e in presenza dei plain flap	41
4.5	Andamento della curva $C_D - \alpha$ per il velivolo senza eliche e in presenza dei plain flap	42
4.6	Sovrapposizione degli andamenti del velivolo 'pulito' e del velivolo con ipersostentazione	42
4.7	Approssimazione sistema di forze del velivolo completo	44
4.8	Confronto tra i grafici $C_L - \alpha$ delle configurazioni con (in blu) e senza eliche (in rosso)	45
4.9	Confronto tra i grafici $C_D - \alpha$ delle configurazioni con (in blu) e senza eliche (in rosso)	46
4.10	Confronto tra i grafici $C_L - \alpha$ delle configurazioni $D = 4.9$ (in rosso) e $D = 2.5$ (in blu)	47
4.11	Confronto tra i grafici $C_D - \alpha$ delle configurazioni $D = 4.9$ (in rosso) e $D = 2.5$ (in blu)	48

Elenco delle tabelle

1.1	Tabella tecnica prototipi <i>HP01</i> ed <i>HP03</i>	7
1.2	Tabella tecnica dello <i>Zephyr</i>	9
1.3	Caratteristiche tecniche <i>Solar Impulse 2</i>	10
1.4	Caratteristiche tecniche <i>Global Observer</i>	13
1.5	Caratteristiche tecniche del <i>Boeing Condor</i>	14
1.6	Talella caratteristiche tecniche del <i>Grob G 520</i>	16
1.7	Tabella tecnica <i>Strato 2C</i>	18

Introduzione

Il presente lavoro di tesi ha come lo studio di fattibilità della conversione del Vought V-173, velivolo non convenzionale degli anni '40, per il volo ad alta quota. Questo velivolo fu progettato per avere caratteristiche STOL (Short Take Off and Landing) e per raggiungere elevate velocità. La sua forma era inconsueta per l'epoca: si tratta infatti di un aereo tutt'ala con pianta alare ellittica.

L'utilizzo di una configurazione di questo può comportare notevoli vantaggi per applicazioni ad alta quota. Il suo ridotto allungamento alare può garantire un carico alare più elevato, in virtù di un più compatto design strutturale; inoltre si dispone di dimensioni elevati volumi per l'alloggiamento di combustibile, payload, armamenti, etc. Le applicazioni tradizionali per il volo stratosferico sono infatti caratterizzate da elevati allungamenti alari e presentano strutture particolarmente critiche dal punto di vista sia statico che dinamico. Il loro utilizzo è fortemente legato alle condizioni atmosferiche, non potendo sostenere in alcuni casi le forti correnti ascensionali che si incontrerebbero ad elevate quote. È pertanto scopo di questa tesi analizzare le caratteristiche aerodinamiche e le prestazioni del velivolo nelle condizioni di utilizzo tipiche del volo stratosferico.

Per realizzare l'intero lavoro si è adoperato il software di fluidodinamica computazionale come Flow Simulation di SolidWorks, e si è scelto l'ambiente Matlab per la fase di elaborazione e presentazione dati. 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 originario (i plain flap). 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. Questa parte è stata fatta per lo stesso tipo di elica tripala, ma prendendo in considerazione due diversi diametri: una di $4.9m$ e una da $2.5m$, ottenendo dei risultati interessanti e che hanno rilevato la direzione da seguire nelle fasi successive a questo lavoro.

Capitolo 1

Velivoli Stratosferici: Stato dell'arte

1.1 Introduzione

Lo studio di velivoli UAV (Unmanned Air Vehicles) in grado di volare ad elevate quote ($15 - 30km$) e per periodi prolungati (HALE, High Altitude Long Endurance), ha avuto una grande importanza negli ultimi anni. Questo dovuto al fatto che questa tipologia di velivoli possono essere impiegati come alternativa agli attuali satelliti geostazionari.

Le applicazioni dei velivoli HALE sono molteplici, per esempio in quelle zone del pianeta dove le condizioni atmosferiche non rendono possibile l'installazione dei classici sistemi di comunicazione. Altre applicazioni sono il monitoraggio del territorio, sorveglianza, o altri tipi di rilevazioni scientifiche.

Pertanto per poter garantire un servizio affidabile e costante, il velivolo deve avere una lunga autonomia, dell'ordine delle settimane o dei mesi. Per tale motivo l'uso delle fonti energetiche tradizionali (il combustibile fossile) diventa problematico non essendo possibile trasportare alla partenza la quantità di combustibile necessaria per portare a termine la missione. Un altro limite sull'utilizzo del combustibile fossile ad elevate quote è l'inquinamento della stratosfera.

L'idea che hanno adottato molti è quella di sfruttare le radiazioni solari per

generare energia elettrica necessaria al volo nelle ore diurne ed accumularne una parte per le ore notturne.

Attualmente i progetti di ricerca su velivoli HALE sono numerosi e diffusi in tutto il mondo.

Nei seguenti paragrafi si prendono in considerazione alcuni progetti sviluppati.

1.2 Velivoli ad energia solare

Il sole costituisce una fonte di energia inesauribile e pulita, per questo sin dagli anni '50 iniziarono numerosi studi e progetti per la realizzazione di impianti che convertissero l'energia solare in energia elettrica.

I Bell Telephone Laboratories realizzarono nel 1954 le prime celle fotovoltaiche, ma non vi fu una immediata applicazione aeronautica visto gli elevati costi e il bassissimo rendimento (solo il 4%).

Negli anni successivi il rendimento delle celle fotovoltaiche fu incrementato notevolmente. Nel 1974 un velivolo radiocomandato riuscì a portare a termine un volo con solo l'energia solare.

Recentemente i velivoli solari sono stati di notevole interesse e tema di ricerca per numerose agenzie leader, come la NASA e l'AeroVironment Inc.

I vantaggi dei velivoli solari rispetto agli altri sono i seguenti, [11]:

- la densità di potenza solare aumenta con l'altitudine; $80mW/cm^2$ a terra, $136.7mW/cm^2$ nello spazio
- l'impianto di potenza elettrico non inquina, ha bassi livelli di rumore, una buona affidabilità e basse vibrazioni
- i motori solari non hanno bisogno di comprimere l'ossigeno, inoltre l'assenza di carburante a bordo scongiura rischi di esplosioni pericolose a bordo

Di seguito riportiamo alcuni velivoli HALE solari esistenti e che hanno volato.

1.2.1 Helios

L'agenzia spaziale NASA in collaborazione con AeroViroment Inc ha costruito un velivolo in gardo di volare a $30000m$ con propulsione elettrica. Si tratta del solo velivolo con propulsione elettrica con pannelli solari che ha raggiunto tali quote operative. L'Helios fu l'ultimo stadio di evoluzione dei progetti del programma ERAST (Environmental Research Aircraft Sensor Technology), vedi Fig. 1.1, che prese il via nel 1994, lo scopo di tale progetto era quello di dimostrare la fattibilità del volo continuo a quote elevate.

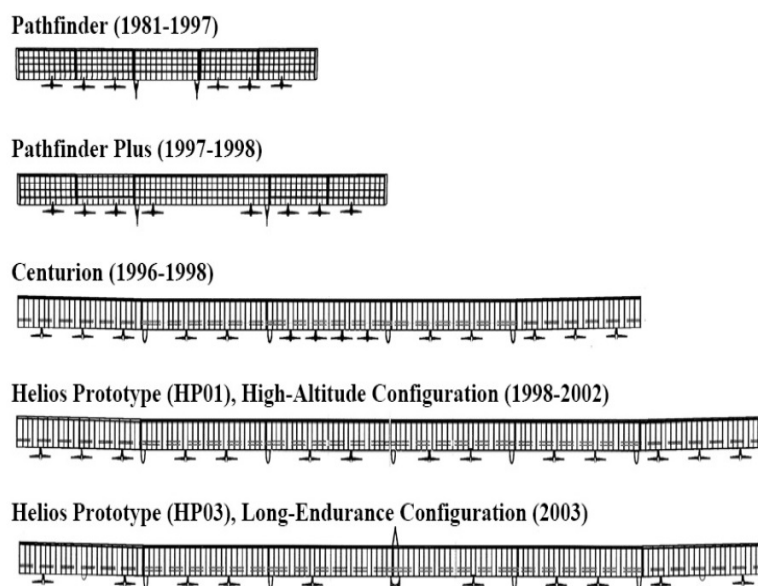


Figura 1.1: Piattaforme facenti parte del programma ERAST

Esso ha un apertura alare di circa $90m$ ed ha una struttura ad ala, senza alcuna fusoliera, con la superficie alare ricoperta di pannelli solari. Sono state costruite due versioni dell'Helios, la prima (HP01) nel 2001, il cui scopo era quello di superare il record di quota, l'altra (HP03) nel 2003, il cui scopo era quello di battere il record di tempo di volo. L'HP01 riuscì ad arrivare alla quota di $29260.8m$ per oltre 40 minuti, in Figura 1.2 è rappresentato HP01 in volo.

L'obbiettivo primario dell'*HP03* era quello di rimanere in volo per *24h* continue al di sopra dei *15000m*. In questo caso si optò per il Primary Fuel Cell System per l'accumulo di energia. Le fuel cell sono state montate all'interno del pod centrale mentre i serbatoi di idrogeno sono stati montati alle estremità dell'ala, con un conseguente aumento di peso, che ha diminuito i margini di sicurezza strutturali, di controllabilità e stabilità, rispetto all'*HP01*.

In quest'ultima versione il numero di motori fu ridotto da 14 a 10, come si può vedere in Fig 1.3, fu inoltre rinforzato il longherone e la zona di estremità. Nel 2003 a causa una sequenza di fenomeni aeroelastici hanno portato alla perdita del velivolo.



Figura 1.2: Prototipo *HP01* in volo

Tabella 1.1: Tabella tecnica prototipi *HP01* ed *HP03*

Caratteristica	<i>HP01</i>	<i>HP03</i>
Apertura alare [m]	75.3	75.3
Superficie alare [m^2]	183	183
Allungamento alare	31	31
Corda [m]	2.4	2.4
Lunghezza [m]	3.6	5
Peso a vuoto [kg]	600	600
Peso massimo a decollo [Kg]	720	1050
Carico alare [kg/m^2]	3.9	5.7
Rendimento delle celle [%]	19	19
Potenza erogabile dalle celle [kW]	35	35
Motori elettrici	14	10
Velocità di crociera [m/s]	8.3 – 12	8.3 – 12
Quota massima [m]	30500	21300

Figura 1.3: Immagine del prototipo *HP03*

1.2.2 Zephyr



Figura 1.4: Fase di lancio dello Zephyr

Lo Zephyr, costruito dalla britannica QinetiQ, è un aereo solare che grazie alla presenza di pannelli solari riesce a volare alla luce del giorno, e ad accumulare energia per far funzionare i motori elettrici di notte. Si tratta del velivolo UAV con le più alte potenzialità. Volò per la prima volta nel 2005 per circa sei ore ad una quota di circa $8000m$. Nel 2007 esso stabilì il record di durata, volando per $54h$ ad una quota di $17800m$.

Presenta un design particolare e un'apertura alare di $22m$. Grazie alla forma aerodinamica innovativa alla presenza della coda a 'T' ed al bassissimo peso del velivolo, $50kg$, lo Zephyr raggiunse prestazioni elevate diminuendo al massimo il consumo energetico. Visto il peso ridotto l'aeromobile viene lanciato a mano, con l'aiuto di 4/5 persone.

Tabella 1.2: Tabella tecnica dello Zephyr

Caratteristiche tecniche	
Apertura alare [m]	18
Superficie alare [m^2]	27.9
Allungamento alare	11.6
Corda media [m]	1.55
Peso a vuoto [kg]	32
Peso massimo a decollo [kg]	34
Carico alare [kg/m^2]	1.22

1.2.3 Solar Impulse 2

Il Solar Impulse 2 (HB-SIB) fa parte di un progetto del Politecnico Federale di Losanna con lo scopo di dimostrare la possibilità di circumnavigare il globo in 20 – 25 giorni. Per far sì che ciò sia possibile è necessario spingere al massimo l'ottimizzazione in ogni ambito: aerodinamico, strutturale, dei motori, avionica, tecnologie fotovoltaiche, etc. La sua costruzione iniziò nel 2011 ed il suo completamento era previsto per il 2013.

L'apertura alare del HB-SIB è di $72m$, di poco inferiore a quella di un Airbus A380, nella Tab. 1.3 sono meglio specificate tutte le caratteristiche tecniche del velivolo.

Il vincolo più stringente del progetto Solar Impulse è sicuramente il bilancio energetico. Esso porta sull'ala 12000 celle fotovoltaiche abbastanza sottili e flessibili da adattarsi alle deformazioni strutturali. La struttura è realizzata con materiali compositi avanzati, con un peso specifico di $0.5kg/m^2$.

Si prevede che la versione successiva avrà un apertura alare di $80m$, per un peso di $2000kg$. Inoltre sarà dotata di una cabina di pilotaggio capace di contenere due persone, nonché dotata di pressurizzazione.



Figura 1.5: Volo del Solar Impulse 2

Tabella 1.3: Caratteristiche tecniche Solar Impulse 2

Caratteristiche HB-SIB	
Apertura alare [m]	61
Superficie alare [m^2]	187.5
Allungamento alare	18.6
Peso delle batterie [kg]	400
Peso massimo a decollo [kg]	1500
Carico alare [kg/m^2]	8
Numero di celle fotovoltaiche	1200
Rendimento delle celle [%]	22
Velocità di crociera [m/s]	19.4
Quota massima [m]	8500

1.2.4 Solar Eagle

Il Solar Eagle è il progetto della Boeing sviluppato insieme alla DARPA (US Defense Advanced Research Projects Agency). Lo scopo del progetto era quello di sviluppare un velivolo senza pilota, capace di funzionare assorbendo l'energia solare, ed in grado di volare senza interruzione per un tempo

fino a cinque anni.

La destinazione d'uso del Solar Eagle è nel settore delle telecomunicazioni e dell'osservazione dall'alto, per utilizzi sia nel campo della sorveglianza sia civile che militare, che nel campo scientifico, utilizzando apparecchiature di raccolta e trasmissione immagini adatte allo scopo.

Esso si presenta come un aliante con un apertura alare di $120m$ con 20 motori dello stesso tipo montati sullo Zephyr. Il progetto venne interrotto nel 2012.



Figura 1.6: Disegno del Solar Eagle

1.2.5 Global Observer

Il Global Observer è un velivolo UAV progettato dalla società statunitense AeroVironment Inc. nel contesto di un programma che include diversi tipi di velivoli, compreso l'HALE, caratterizzati dal fatto di essere non pilotati e capaci di rimanere ad elevate altitudini ($17 - 20km$) per lunghi periodi di tempo.

L'obiettivo del Global Observer è quello di acquisire immagini in modalità continua, svolgendo le funzioni di un tradizionale satellite, ma capace di coprire una superficie di circa $1000km$ a costi inferiori.

Il velivolo presenta un'apertura alare di $175m$, è lungo $70m$. A supportare



Figura 1.7: Disegno cad del Global Observer

il volo un motore a combustione interna alimentato da idrogeno liquido in grado di mettere in moto le quattro eliche. Le numerose prove di volo hanno dimostrato che l'alimentazione ad idrogeno può essere sicura ed efficiente.

Tabella 1.4: Caratteristiche tecniche Global Observer

Caratteristica tecnica	
Apertura alare [m]	175
Lunghezza [m]	70
Peso a vuoto [kg]	159
Peso payload [kg]	180
Massima velocità crociera [<i>km/h</i>]	42.5
Quota operativa [km]	17 – 20
Sistema propulsivo	Motore combustione interna alimentato da idrogeno liquido che aziona quattro motori elettrici ad alta efficienza

1.3 Velivoli non solari

1.3.1 Boeing Condor

Il Condor fu uno dei primi aeromobili costruiti interamente in materiale composito, progettato per essere controllato in remoto, arrivare ad alte quote, ed infine per svolgere missioni di lunga durata. Durante i test di volo del 1988 e del 1989 fissò diversi record per un aereo a pistoni, raggiungendo una quota di $20430m$ e rimanendo in volo per quasi due giorni e mezzo. A differenza di altri veicoli pilotati a distanza della sua epoca, l'intero volo dal decollo all'atterraggio possono essere programmati, ed una volta in volo il percorso può essere nuovamente modificato dai controllori a terra.

A causa delle sue grandi dimensioni, della sua bassa velocità e mancanza di proprietà stealth, esso era troppo vulnerabile per applicazioni militari. Aveva un notevole potenziale per essere applicato in campo civile per monitoraggio e ricerche atmosferiche, ma a quei tempi la spesa per questo velivolo era oltre il budget delle agenzie civili.



Figura 1.8: Il Condor in volo

Tabella 1.5: Caratteristiche tecniche del Boeing Condor

Caratteristiche tecniche	
Lunghezza [m]	16.54
Apertura alare [m]	59.16
Allungamento alare	36.6
Peso a vuoto [kg]	3600
Peso massimo a decollo [kg]	9100
Sistema propulsivo	2 X Continental <i>TSL-300-2</i> , 175CV (130kW)
Velocità massima [km/h]	370
Endurance [h]	80
Quota di tangenza [km]	20.5

1.3.2 Grob G 520

Negli anni '80 ci fu una partnership tra *German Air Force-US Air Force* per sviluppare un aereo con caratteristiche HALE per scopi di sorveglianza. Il D-450 EGRETT I 'EGRATT' fu il primo sviluppato durante questo progetto, e volò nel 1987 e nel Settembre dello stesso anno battè il record di altitudine di $16329.35m$. Negli anni a seguire si succedettero due prototipi come il D-500 EGRETT II per arrivare alla versione finale prodotta del G 520 G nel 1991. Due aerei furono in possesso della Grob e della E-Systems rispettivamente, usati per scopi promozionali. Nel 1993 l'intero programma fu interrotto, [6].



Figura 1.9: G 520 T durante test al suolo

Il Grob G 520 è un aereo di ricognizione e sorveglianza con capacità *short runway*, pienamente approvato per partenze con qualsiasi condizione atmosferica (cosa non valida per quanto riguarda tutti gli aerei solari descritti nella sezione precedente). Sviluppato e certificato nel 1991 il Grob G 520 è uno dei più grandi aerei pilotati in composito. La struttura è quella di un normale aereo monoposto ad ala media con un AR (Aspect ratio) molto

elevato.

Principali caratteristiche del velivolo:

- Tempo impiegato per raggiungere la quota di $15000m$: $40min$ e $47s$
- Altezza massima raggiunta in volo orizzontale: $16238.55m$
- Altezza massima raggiunta senza payload: 16329.35

Tabella 1.6: Talella caratteristiche tecniche del Grob G 520

Caratteristiche Tecniche	
Equipaggio	1 pilota+ 1 passeggero
Lunghezza [m]	13.82
Apertura alare [m]	33
Altezza [m]	5.66
Superficie Aare [m^2]	39.67
Peso a vuoto [kg]	3300
Peso massimo a decollo [kg]	4700
Sistema propulsivo	1X Honeywell TPE331-14F Turboprop, $560kW$

1.3.3 Grob Strato 2C

Nel 1992 il German Aerospace Center (DLR, Deutsches Zentrum fur Luft) dette via al progetto della costruzione di un aeromobile per ricerche climatiche, atmosferiche e stratosferiche. Essi scelsero la Grob Aerospace per progettare e costruire l'aereo tale da soddisfare i requisiti, usando sia la tecnologia nota per aerei con caratteristiche simili, come lo egrett sia le nozioni note all'epoca dei materiali compositi.

Il Grob strato 2C è il risultato. Alimentato da due motori a pistoni sovralimentati e caratterizzato da una apertura alare notevole, il primo prototipo fu costruito negli anni '90, ma il progetto fu poco dopo abbandonato nonostante avesse stabilito il record di altitudine nel suo ultimo volo.

Per soddisfare il requisito di volare ad una quota di $24000m$ per $48h$, la Grob progettò un aereo bi-motore con un allungamento alare molto elevato di $56.5m$. Il progetto prevedeva la presenza di una cabina pressurizzata capace di trasportare 2 piloti e due scienziati con il relativo equipaggiamento per le rilevazioni scientifiche, [7]

A differenza dell' Egrett, che era alimentato da un singolo motore a turboe-



Figura 1.10: Grob G 850 Strato 2C

lica, lo Strato era alimentato da due motori spingenti composti posizionati sull'ala.

Il primo volo risale al 31 Marzo 1995, ad ogni modo il prototipo, che era da intendersi come '*Proof of Concept*', si rivelò più pesante del previsto e non dimostrò le caratteristiche tecniche sperate. Nonostante stabili, il 4 Agosto 1995, il record di altitudine mai raggiunto da un velivolo a motore pilotato, $18552m$, il programma fu annullato dalla DLR nel 1996.

Tabella 1.7: Tabella tecnica Strato 2C

Caratteristiche tecniche	
Equipaggio	4
Lunghezza [m]	23.98
Altezza [m]	7.76
Apertura alare [m]	56.5
Superficie alare [m^2]	150
Peso a vuoto [kg]	6650
Peso massimo a decollo [kg]	13350
Sistema propulsivo	2X Teledyne Continental TSIO-550 con generatore gas P&W PW127, ciascuno da 300kW
Velocità massima [Mach]	0.56
Velocità crociera [m/s]	139
Quota di tangenza [km]	18.1

Capitolo 2

Il progetto Vought

2.1 Cenni storici

Il Chance Vought V-173, detto anche ' *Flying Pancake*' letteralmente frittella volante, e la sua versione definitiva XF5U, era un progetto per un caccia con capacità STOL (Short Take Off and Landing, decollo e atterraggio corti). Il progetto nacque negli anni '30 da un'idea di Charles Zimmerman e fu abbandonato nel 1947. Nessuno dei due velivoli prese mai servizio, furono infatti prodotti solo due prototipi, di cui uno solo volò.

Entrambi i velivoli erano caratterizzati da una struttura tutt'ala non convenzionale per l'epoca, la forma era quella di un disco (ecco da dove l'origine del nome) che fungeva da superficie portante. Due motori a pistoncini inglobati nel corpo, spingono due eliche situate nel bordo d'attacco alle estremità. Il V-173 stallava alla velocità di 74km/h , mentre il XF5U aveva la notevole velocità di stallo di 37km/h

. Charles Zimmerman propose il progetto del 'Flying Pancake' nel 1933 alla competizione aeronautica proposta dall'allora NACA (oggi NASA). La particolarità progettuale era che il velivolo doveva raggiungere velocità elevate, avere capacità STOL (short take off and landing) e che potesse rimanere anche in hovering. Il progetto vinse il concorso, tuttavia la realizzazione del velivolo non andò in porto poiché la NACA riteneva l'aeroplano troppo avanzato per le tecnologie dell'epoca. Nonostante la decisione della NACA

di accantonare l'idea, Zimmerman promosse il suo progetto dal 1933-1937 mentre lavorava per l'allora Advisory committee for Aeronautics (NACA) a Langley Field, Virginia. Il 30 Aprile del 1935 depositò un brevetto del progetto ed è stato concesso il brevetto numero 2.108.093 il 14 Febbraio 1938. L'invenzione fu rivendicata in quanto approssimava una nuova idea di velivolo ad alte velocità, caratterizzato da una struttura appiattita in modo che la sua sezione trasversale risulti ellittica e non circolare per fornire efficientemente portanza ad elevate velocità. Un'altra caratteristica ce ha aumentato l'efficienza sopra quella degli altri aeromobili con lo stesso carico alare e alla stessa velocità, fu la posizione delle eliche. Alle estremità alari esse ruotano in modo tale che la maggior parte dell'energia, che altrimenti andrebbe persa, sia restituita sotto forma di resistenza indotta diminuita.

Negli anni a seguire (1934-35) furono costruiti diversi modelli a pianta di-

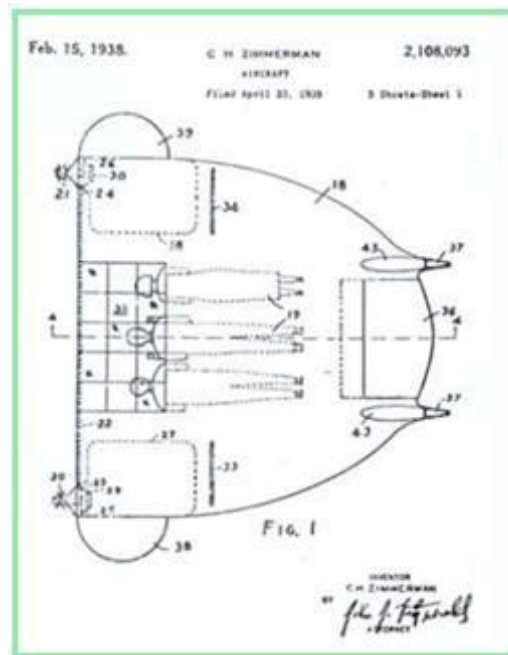


Figura 2.1: Prototipo discoidale con configurazione triposto, primo progetto di Zimmerman

scoidale per testare le più svariate prestazioni. Il progetto iniziale prevede il trasporto di tre passeggeri con la particolarità di dover restare in posizione prona per tutti il volo in modo da favorire l'aerodinamicità del profilo mini-

mizzando lo spessore massimo frontale, e allo stesso tempo procurando uno scarso comfort in cabina, *Figura 2.1*

2.2 Il prototipo V-173

Nel 1937 Zimmerman fu assunto dalla Chance Vought Aircraft, dove poté costruire un modellino alimentato elettricamente e azionato tramite telecomando da 2 piloti telecomandato del suo progetto, denominato V-162. Questo modello presentava la parte posteriore della fusoliera incernierata al resto del velivolo in modo da poter funzionare come un timone di profondità. I test del V-162 furono eseguiti nell'hangar e i risultati furono così buoni che la Marina stanziò i fondi per approfondire il progetto ed eseguire più ricerche. 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. Fu nell'aprile del 1939 che la NACA, su richiesta della marina, si interessò seriamente al progetto. Qualche mese più tardi fu creato un modello in scala del velivolo destinato alle prove in galleria del vento. Fu la prima volta che l'aeromobile venne chiamato V-173. Le prove in galleria evidenziarono problemi con l'unica superficie di controllo allora presente sull'aereo e costrinse Zimmerman ad aggiungere una coppia di stabilizzatori. 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, *Figura 2.2*. [8][9]

2.2.1 Struttura del V-173

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 tripla di 5m di diame-



Figura 2.2: Vought V-173

tro(anche se il progetto iniziale prevedeva eliche bipala) che proprio per la loro lunghezza comportavano una grande inclinazione della fusoliera a terra 22° . Per via del suo peso leggero il V-173 riusciva a decollare in aria calma con ≈ 60 m di pista, con un vento di 25 nodi (12 m/s) riusciva a decollare sulla sua posizione senza corsa per decollo.

Per quanto riguarda la sezione del pancake si è utilizzato un profilo simmetrico, il NACA 0015. La pianta alare era di $\approx 50m^2$ con forma ottenuta da un cerchio di diametro di $\approx 8m$. 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 per la parte inferiore(si può dimostrare che è proporzionale di 3 volte a quella sopra). Nel complesso il Pancake è caratterizzato da un profilo ellittico, in modo da minimizzare il contributo della geometria della pianta sulla resistenza indotta.

2.3 Il prototipo XF5U

Nonostante i test in galleria sul modello del V-173 rilevarono una notevole inerzia nella risposta del velivolo ai comandi impartiti dal pilota, la Marina richiese il completamento del mockup della versione militare del V-173, denominata XF5U e richiesta alla Vought dalla stessa Marina.

L'XF5U era quasi cinque volte più pesante del V-173 e leggermente più



Figura 2.3: Vought XF5U-1

grande, però la sua superficie alare e la sua forma, ad eccezione degli alettoni e delle eliche, erano identiche a quelle del V-173. La Vought perciò dovette equipaggiare questa versione con una coppia di Pratt & Whitney R-2000 da 1350 CV per raggiungere le specifiche richieste. Le grandi eliche occupavano quasi tutta la prua del velivolo, rendendo difficile l'installazione di armi; furono inserite sei mitragliatrici vicino alla cabina di pilotaggio, impilate tre per lato (una variante prevedeva quattro cannoni da 20mm nella stessa posizione).

La struttura del XF5U, come quella del V-173, era estremamente resistente: durante un atterraggio di emergenza quest'ultimo si ribaltò senza riportare danni rilevanti né alla struttura né al pilota.

Nel 1946 il progetto era già ampiamente in ritardo sulla tabella di marcia dei test ed aveva sfornato il budget previsto. Queste motivazioni, nonché

che si stavano diffondendo i primi jet, spinsero la Marina ad abbandonare il progetto il 17 Marzo 1947. L'XF5U fu demolito, con notevoli difficoltà. [8][9]

2.4 Modello CAD utilizzato

Il prototipo preso in considerazione, e disegnato tramite il programma SolidWorks (SW) è molto fedele alla versione originale del Vought V-173. Le dimensioni sono:

- **Apertura alare:** $7.1m$
- **Lunghezza:** $6.7m$

Esso presenta come superfici di controllo due derive verticali (in questo elaborato ad incidenza nulla) e due alettoni, come si vede in 2.6, nonché le due eliche alle estremità alari.

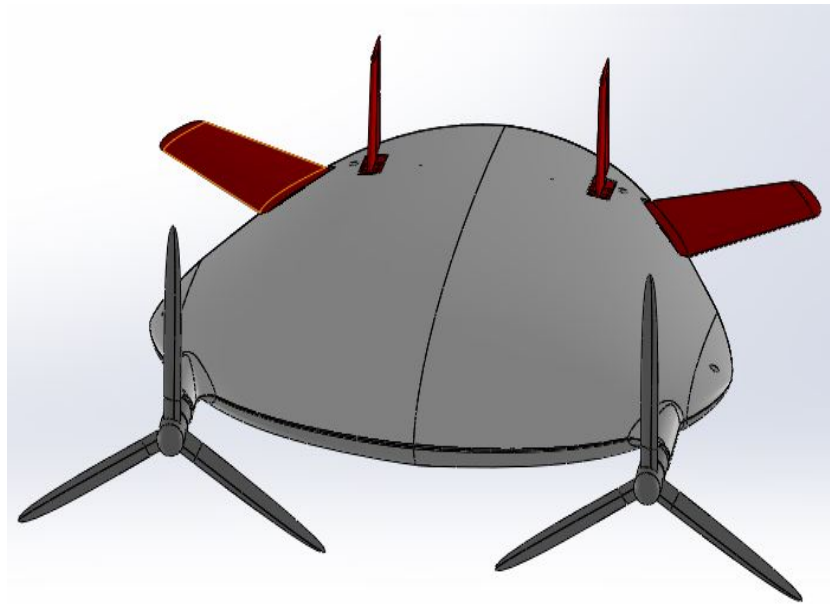


Figura 2.4: CAD realizzato tramite SW

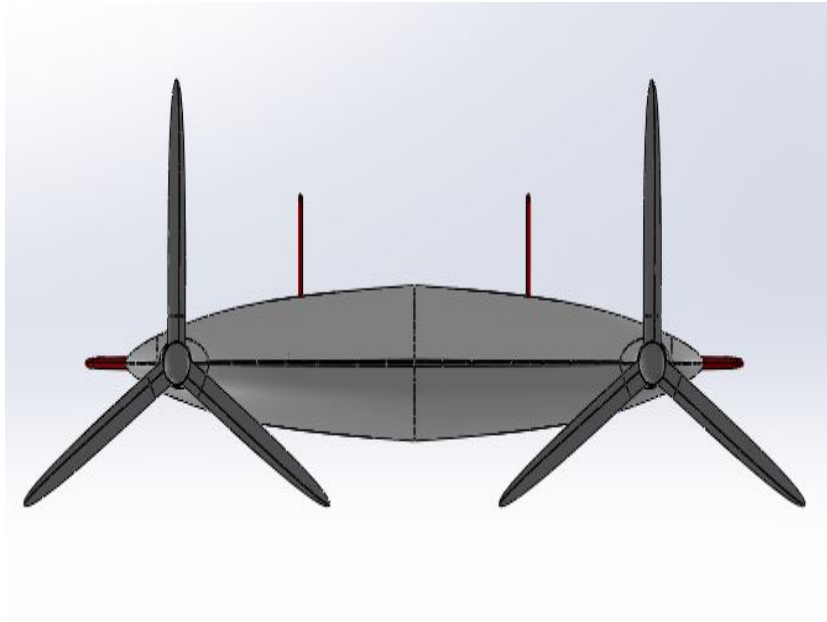


Figura 2.5: Vista frontale

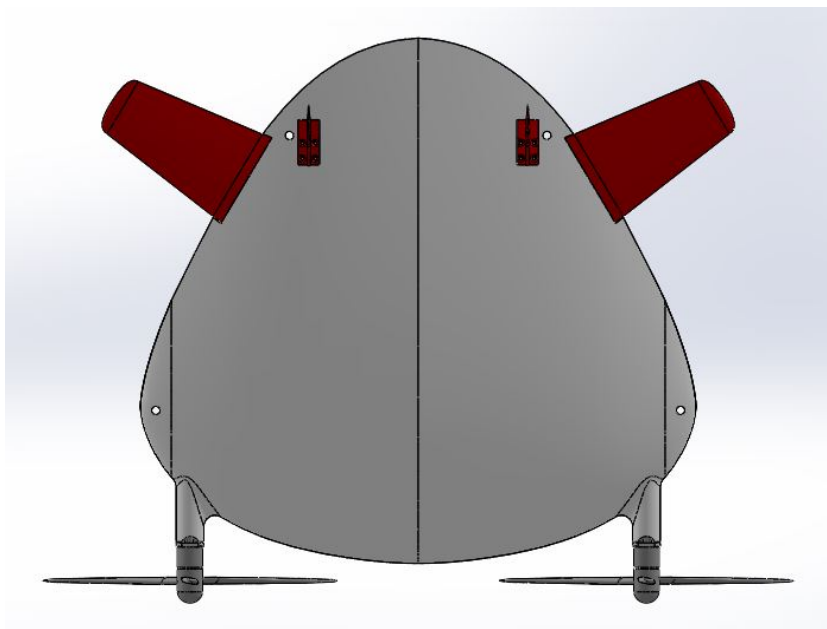


Figura 2.6: Vista superiore

Capitolo 3

Progetto Eliche

¹ 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.

3.1 Fase di progettazione

Le strade che si sono seguite per ricavare un possibile design dell'elica sono state quello di utilizzare il programma JavaProp e successivamente si è ricorso al metodo di Theodorsen.

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: $D=5\text{m}$
- potenza massima motore: $P_{max} = 60\text{kW}$
- profili della pala

¹Questo capitolo viene inserito in questo elaborato per completezza del prototipo V-173 utilizzato. I dati ed i procedimenti di seguito illustrati sono ripresi da [10]

Il profilo scelto per la realizzazione delle pale è stato il Clark Y,3.1, tale scelta è stata giustificata dal fatto che il Clark Y comparato con altri profili utilizzati è stato quello che ha presentato buone efficienze in tutte le condizioni di volo (crociera, decollo atterraggio),[1] [2].

Per avere tutte le informazioni necessarie per il design dell'elica di seguito

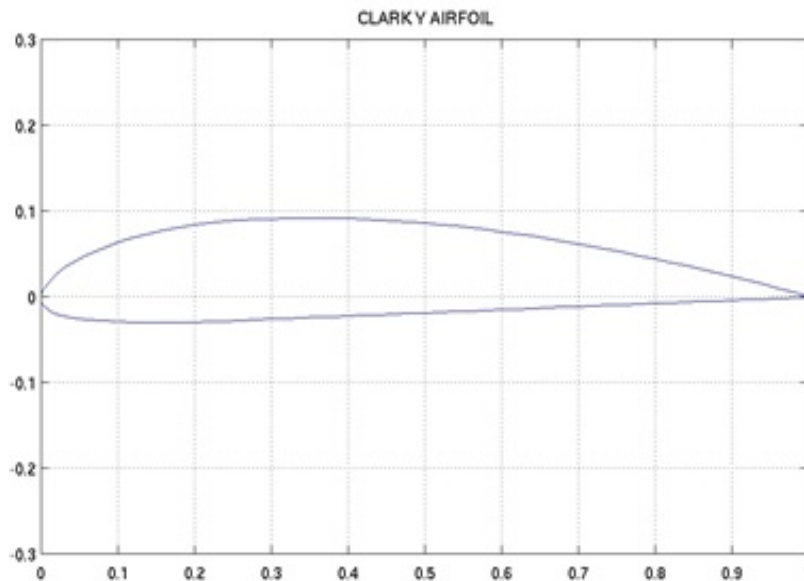


Figura 3.1: Andamento del profilo Klark Y

ci ricaviamo la velocità di volo, il numero di giri dell'elica in funzione di D e la spinta richiesta in funzione del coefficiente di resistenza del velivolo.

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 ($W = 1020.21 * 9.81N$), la densità alla quota di volo (quota di volo di 1200 m, $\rho = 1.09kg/m^3$) 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:

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

$$\alpha_{E_{max}} = \frac{-aC_{L_0} + \sqrt{a^2C_{L_0}^2 + acC_{L_\alpha}^2 - abC_{L_0}C_{L_\alpha}}}{\alpha C_{L_\alpha}} = 8.2^\circ$$

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

Numero di 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 1200m è di $a = 335.66 m/s$, è stato possibile ricavare la velocità di trascinamento delle pale V_t e successivamente il numero di giri al 75%. Abbiamo:

$$V_r = aM = 305.5 m/s$$

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

dove V_a è la velocità assiale nel caso peggiore ($\approx 61 m/s$) e V_r la velocità relativa somma vettoriale delle due precedenti.

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

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

Spinta 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 $V_{E_{max}}$.

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

3.1.1 Calcolo delle caratteristiche polari con il 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 [4]. Gli input del programma sono:

- 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° , [5].
- 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.

3.1.2 Procedura di calcolo delle caratteristiche polari con il metodo di Theodorsen

Si è deciso di ricorrere ad un metodo di calcolo iterativo basato sulla teoria di Theodorsen. 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, [3].

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. Il rapporto $\frac{\epsilon}{\kappa}$ in funzione del rapporto di avanzamento effettivo, dove ϵ è il coefficiente di perdita energetica assiale.

Per realizzare queste funzioni in Matlab, 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 κ e ϵ/κ per i due valori considerati e il loro valore intermedio. Successivamente per ogni tripletta \bar{w}, κ e ϵ/κ si è ricavato il valore di c_s :

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

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 ϵ inserito in ingresso (nel caso del lavoro $\epsilon=0,00001$).

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:

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

$$b(x) = \frac{e\bar{w}(1 + \bar{w})K(x)}{(1 + \frac{1}{2}\bar{w})(1 + \frac{1}{2}\bar{w} \cos^2 \varphi)} \frac{\sin^2 \varphi}{\cos \varphi} \frac{\pi x D}{NC_l}$$

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 eseguono 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,3.2.

Anche questo metodo tuttavia ha rivelato corde della pala troppo piccole,

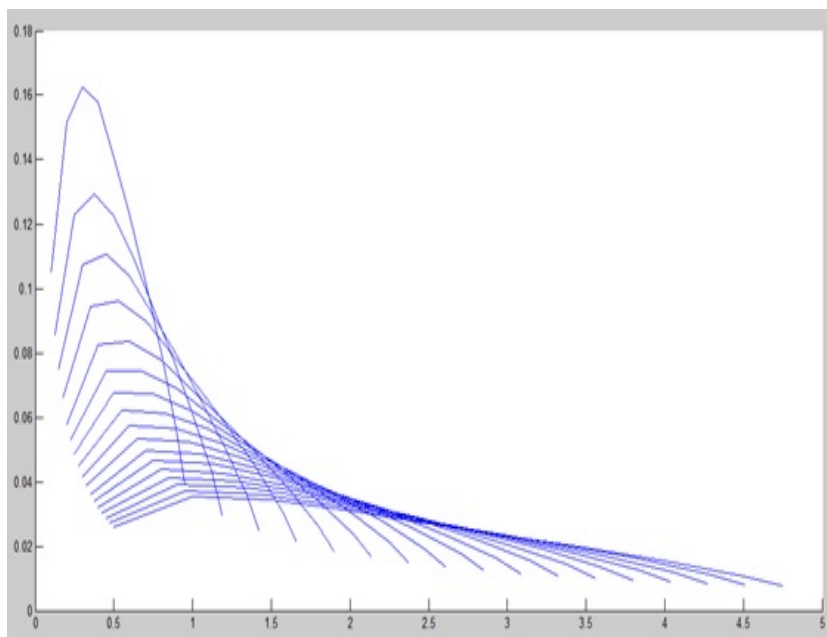


Figura 3.2: Andamento del fascio di funzioni del diametro, rappresentati la corda per ciascuna sezione della pala

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 (50m/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.

3.2 Analisi delle prestazioni

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 $C_T - \gamma$, $C_p - \gamma$, e la curva del rendimento η in funzione del rapporto di avanzamento γ .

Per trovarle si sono effettuate simulazioni della sola elica considerando sempre lo stesso numero di giri ($\approx 90rad/s$) e differenti velocità assiali, con $5jVj65$ a step di $5m/s$ 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:

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

con $P = \omega M_y$

Si può osservare in ?? che l'elica in questione alla velocità di efficienza massi-

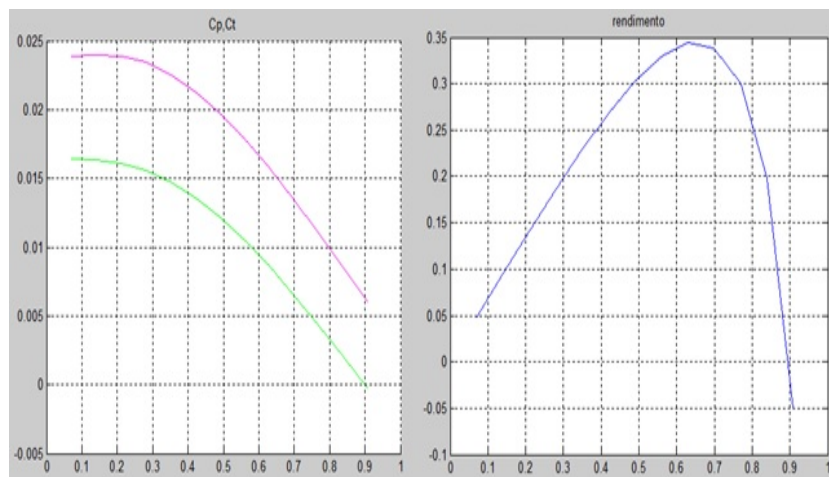


Figura 3.3: Andamento della curva $C_p - \gamma$ $C_T - \gamma$ a sx, $\eta - \gamma$ a dx

ma $47.5m/s$ 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%.

Capitolo 4

Simulazioni CFD

Durante lo svolgimento di questo lavoro si sono effettuate numerose simulazioni CFD per determinare le prestazioni e il comportamento del Pancake a $20000m$. Dai dati ottenuti si sono ricavati gli andamenti delle curve $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$ del velivolo in diverse configurazioni. I parametri C_L e C_D (rispettivamente coefficiente di portanza e coefficiente di resistenza) sono funzione dell'angolo d'attacco α a cui vola il velivolo, del numero di Reynolds, Re , e del numero di Mach, M . Quest'ultimo sotto l'ipotesi di fluido incomprimibile è stato trascurato nelle trattazioni. Inoltre il numero di Reynolds sarà implicitamente considerato imponendo per le simulazioni i fattori che lo caratterizzano: densità dell'aria, la temperatura (ρ , T) e ovviamente la velocità di volo.

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.

4.1 Flow Simulation

Le simulazioni CFD sono state eseguite con l'ausilio del tool *Flow Simulation* (FS) di Solid Works. Per ricostruire l'andamento delle curve $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$ 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 modificando i contributi della velocità in y e z , lasciando costante il modulo della velocità considerata.

PARAMETRI DI INPUT

- Fluido: si è considerata aria standard già presente in FS
- Considerazioni ambientali: per tutte le simulazioni si è scelta la quota di $20000m$ con $T = 216.66K$, $\rho = 0.088kg/m^3$, $a = 295.07m/s$, $p = 5456.55N/m^2$
- Velocità: si è imposta la velocità a $M = 0.5$, $V = 147.535m/s$
- Impostazione 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 per arrivare al risultato
- Inserimento delle regioni rotanti per la modellazione dell'effetto delle eliche
- Parametri ricercati o goals, con possibilità di inserire delle equazioni per la convergenza

Due delle grandezze che si sono ricercate nelle simulazioni sono la forza F_Z e la F_Y . Per incidenza nulla tali grandezze coincidono rispettivamente con la Lift (L) e il Drag (D). 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, vedi 4.1:

$$L = F_Z \cos(\alpha) - F_Y \sin(\alpha) \quad D = F_Z \sin(\alpha) + F_Y \cos(\alpha)$$

In particolar modo si è scelto di inserire direttamente in FS due equazioni goals per la convergenza delle simulazioni che restituissero come risultato i

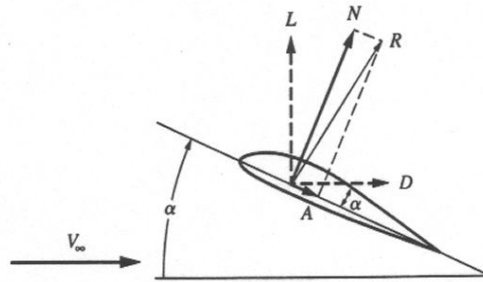


Figura 4.1: Schema delle proiezioni delle forze aerodinamiche nelle direzioni caratteristiche

valori numerici del C_L e del C_D per l' α considerato:

$$C_L = \frac{F_Z \cos(\alpha) - F_Y \sin(\alpha)}{\frac{1}{2}\rho S U_\infty^2} \quad C_D = \frac{F_Z \sin(\alpha) + F_Y \cos(\alpha)}{\frac{1}{2}\rho S U_\infty^2}$$

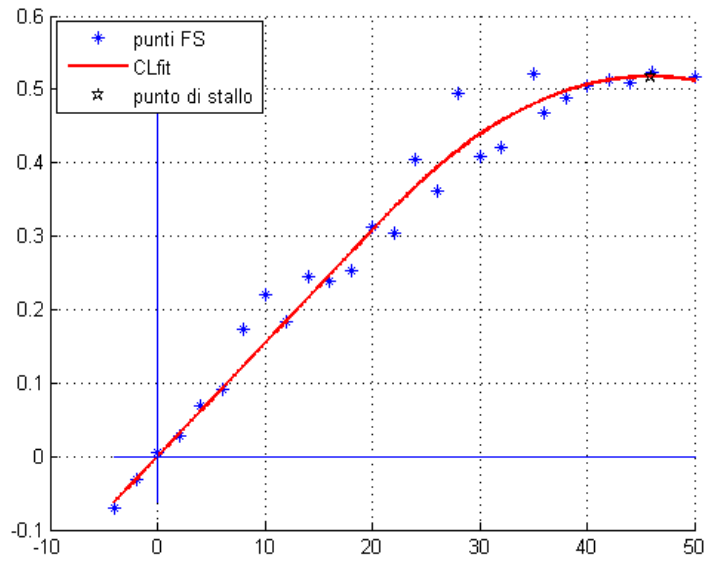
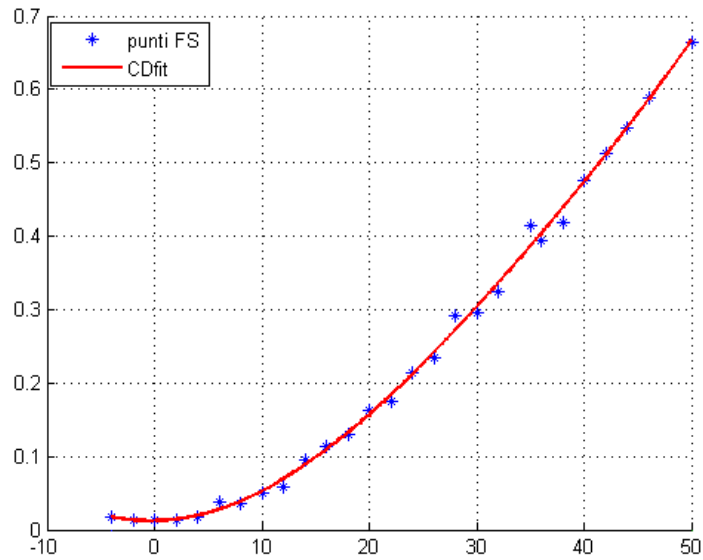
Con $S = 38.898m^2$, superficie in pianta del modello CAD del V - 173.

4.2 Curve $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$ del V-173 pulito

Con il termine 'pulito' intendiamo il velivolo senza eliche, senza flap e senza deriva. Per ricavare i punti necessari allo script di MATLAB, riportato in appendice, per ricavare le curve $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$ si sono fatte simulazioni per incidenze comprese tra $-8^\circ/40^\circ$. Nelle figure, 4.24.3

, sono rappresentati in blu i punti ottenuti dalle simulazioni con FS, mentre in rosso la curva interpolante ottenuta con le funzioni CLfit e CDfit.

Si può osservare che la curva di portanza passa per l'origine e si ha la presenza di stallo per angoli molto elevati, circa 40° , con un valore di $C_{L_{max}}$ compreso tra $0.5 - 0.6$.

Figura 4.2: Andamento del grafico $C_L - \alpha$ Figura 4.3: Andamento del grafico $C_D - \alpha$

4.3 Curve $C_L - \alpha$ e $C_D - \alpha$ del V-173 senza eliche

In questa sezione invece vengono analizzate le caratteristiche del velivolo con l'assenza delle sole eliche. Vi sono quindi sia gli alettoni che le derive verticali. In questo modo si vede come influiscono gli ipersostentatori sulle performance del velivolo.

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 SolidWorks 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° 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.

In 4.4 4.5 vengono riportati gli andamenti.

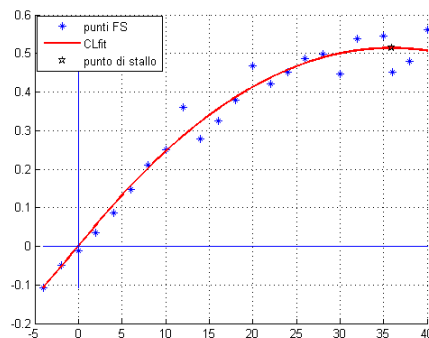


Figura 4.4: Andamento della curva $C_L - \alpha$ per il velivolo senza eliche e in presenza dei plain flap

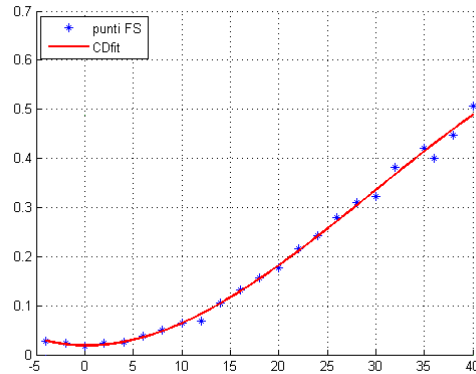


Figura 4.5: Andamento della curva $C_D - \alpha$ per il velivolo senza eliche e in presenza dei plain flap

4.3.1 Confronto tra i due casi

Come si evince dalla sovrapposizione, 4.6 delle curve di portanza e di resistenza con i flap (in rosso) e senza (in blu), non si ha praticamente alcun cambiamento con l'inserimento degli ipersostentatori plain flap.

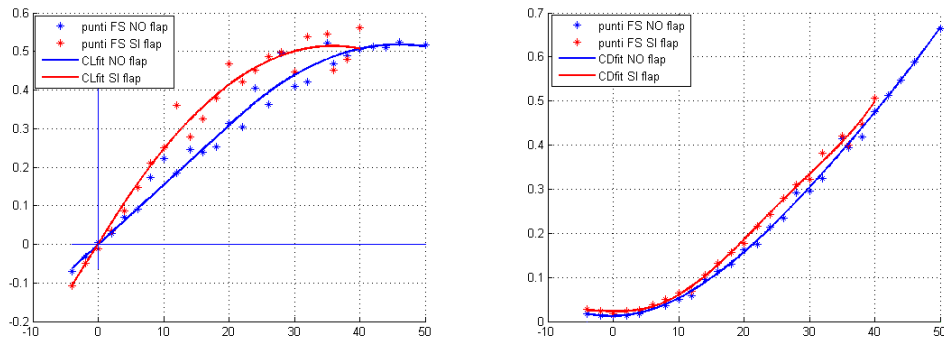


Figura 4.6: Sovrapposizione degli andamenti del velivolo 'pulito' e del velivolo con ipersostentazione

In particolare con la presenza di flap si può notare un aumento dei valori di CL per angoli di incidenza inferiori a 30° e un calo delle prestazioni con la comparsa della separazione dello strato limite sul dorso e quindi con l'avvi-

cinarsi 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, [10].

Affinché il plain flap, come un 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 sono di un ordine di grandezza inferiore rispetto a quella principale, non comportasse una sostanziale 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.

4.4 Prove eseguite sull'aereo completo

Ai tempi del primo sviluppo 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(45°) mantenendo ancora il controllo dei comandi di volo, [14].

In questo capitolo 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.

4.4.1 Comportamento del velivolo con le 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 ve-

locità di rotazione oraria e a quella destra uguale in modulo ma opposta in verso, con il voncolo di avere una velocità al tip che garantisca condizioni di $M = 0.9$. Si ha pertanto che le eliche ruotano con velocità angolare pari a $107.3rad/s$. 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, [14].

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 loro 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, vedi ??.

Anche in questo caso ogni simulazione è stata fatta a $147.535m/s$, per un

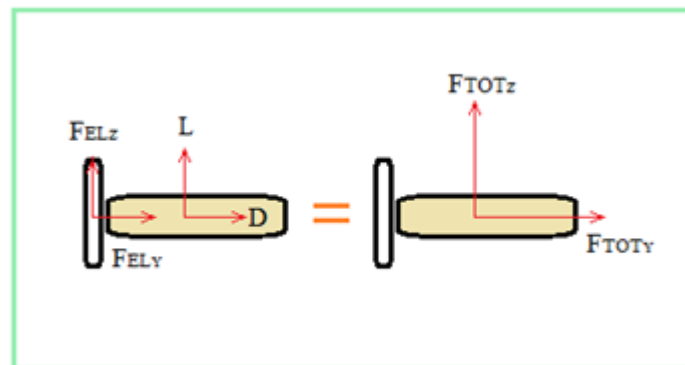


Figura 4.7: Approssimazione sistema di forze del velivolo completo

range di incidenze che va da $-8^\circ/60^\circ$, quindi la velocità assiale che impatta 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 lavora, secondo la:

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

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

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

Quindi i nuovi valori di C_L e C_D sono stati ricavati con le formule sottostanti, che tiene in considerazione il fatto che la forza trovata da FS è la somma di quella derivante dall'azione aerodinamica sulle eliche e sul velivolo.

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

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

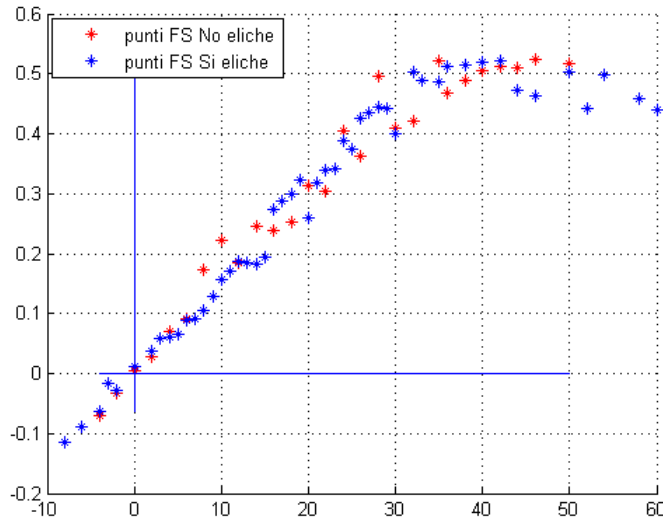


Figura 4.8: Confronto tra i grafici $C_L - \alpha$ delle configurazioni con (in blu) e senza eliche (in rosso)

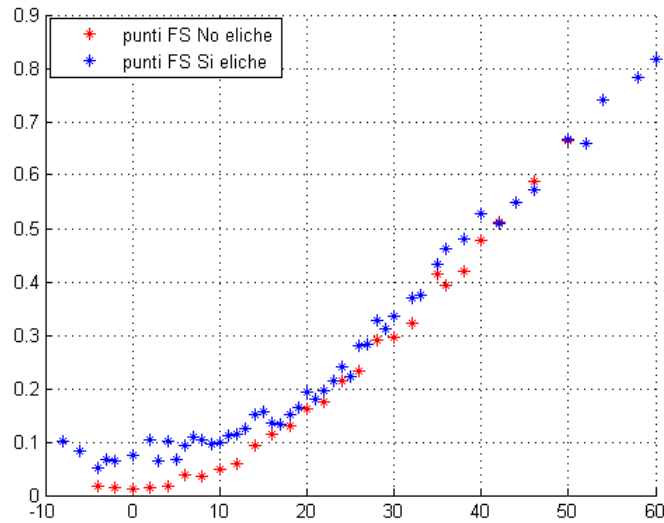


Figura 4.9: Confronto tra i grafici $C_D - \alpha$ delle configurazioni con (in blu) e senza eliche (in rosso)

Dai grafici in 4.8 4.9 si nota come non sia emersa una particolare differenza del comportamento aerodinamico del velivolo in tra le due configurazioni (con e senza eliche). Si ottiene infatti un valore di C_L massimo intorno a 0.51, ed un angolo di stallo di circa 44° .

4.4.2 Configurazione con eliche a diametro ridotto

Le eliche che fino ad ora sono state considerate nelle simulazioni fluidodinamiche appartengono al progetto originale del Vought. Esso come ampiamente discusso in precedenza era progettato per volo a quote basse (sotto i $2000m$). É lecito pensare quindi che l'adozione di eliche appositamente riprogettate per il volo stratosferico possa comportare un miglioramento nelle prestazioni aerodinamiche del velivolo. Tale tematica è stata affrontata in [15] in cui sono state studiate e validate eliche di diametro minore ($2.5m$ invece di $4.9m$) per applicazioni a voli di altissima quota. Si è pertanto deciso nell'ambito di questo lavoro di confrontare le prestazioni del Vought con le eliche originali con questa nuova configurazione.

Le prove che sono state svolte sono una replica delle precedenti, imponendo anche in questo caso una velocità al tip che garantisca una condizione di $M = 0.9$ all'estremità: ottenendo una velocità di rotazione di 212.45rad/s . Di seguito sono presentati i confronti fra i risultati.

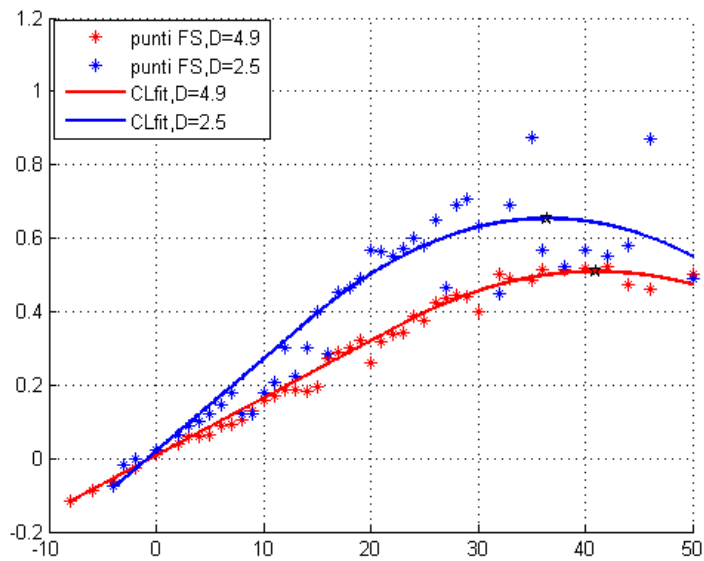


Figura 4.10: Confronto tra i grafici $C_L - \alpha$ delle configurazioni $D = 4.9$ (in rosso) e $D = 2.5$ (in blu)

In figura 4.10 si vede il confronto tra i C_L ottenuti con le due diverse eliche; si nota come l'angolo di stallo diminuisca (37°) nel caso delle eliche con $D = 2.5$. Tuttavia si ottengono valori di C_L decisamente più elevati per tutto il range degli angoli di attacco operativi. In particolare il C_L di stallo risulta pari a 0.65 con un incremento di circa 27% rispetto al valore ottenuto rispetto alle eliche grandi. Per quanto riguarda in coefficiente di resistenza si nota una sua diminuzione per bassi angoli d'attacco ed un leggero aumento dai 15° in poi.

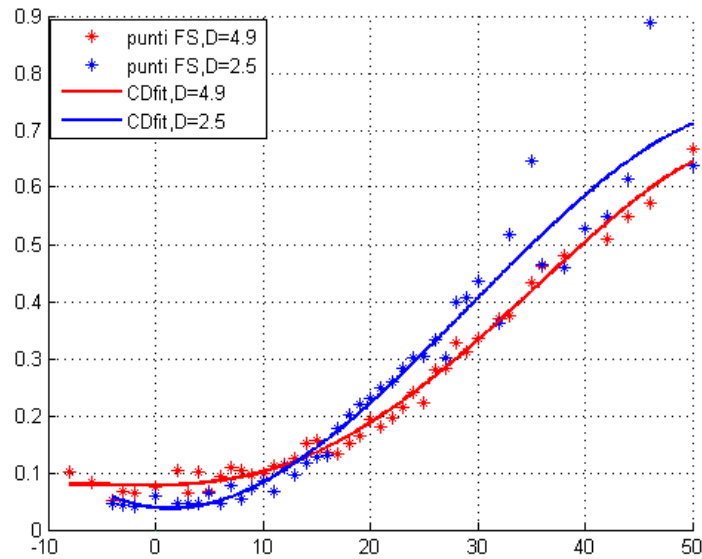


Figura 4.11: Confronto tra i grafici $C_D - \alpha$ delle configurazioni $D = 4.9$ (in rosso) e $D = 2.5$ (in blu)

4.5 Autonomia chilometrica ed oraria

Si procede ora con un'analisi di tipo prestazionale, per un confronto più significativo tra le due configurazioni finora studiate. In particolare si intende stimare l'autonomia del velivolo sia in termini di distanza che di endurance. Per il calcolo dell'autonomia è innanzitutto necessario imporre un valore di *consumo specifico di combustibile* per il propulsore. È stato imposto un valore di consumo specifico di $c = 147 \frac{g}{hp \cdot h}$. Altro parametro da imporre è il rendimento delle eliche il quale si è ipotizzato identico ($\eta = 0.8$) per entrambi i diametri, al fine di effettuare un confronto esclusivamente sul piano dell'aerodinamica complessiva del velivolo.

Per quanto riguarda le autonomie chilometrica ed oraria, per un velivolo ad elica, che vola in condizioni quasi livellate ad efficienza massima, le formule

di Breguet, [16] risultano:

$$R = \frac{\eta}{c} * E_{max} \ln \frac{W_0}{W_1}$$
$$EN = \frac{\eta}{cV} * E_{max} \ln \frac{W_0}{W_1}$$

dove W_0 è il peso al decollo del velivolo, mentre W_1 è il peso finale, i quali sono stati ipotizzati pari a $1370kg$ e $1020kg$.

Si è ottenuto per il velivolo con l'elica di $4.9m$ $R = 708km$ e $EN = 79.98min$.

Nel caso invece dell'elica ridotta abbiamo un'autonomia chilometrica di $1264.5km$ ed un autonomia oraria di $142.9min$.

Tali risultati evidenziano come l'utilizzo di un elica di dimensioni ridotte aumenti le prestazioni del velivolo poichè aumenta l'efficienza massima aerodinamica

Capitolo 5

Conclusioni

Lo scopo di questo lavoro di tesi è quello di verificare la fattibilità dell'applicazione del velivolo Vought $V - 173$ come velivolo ad alta quota. L'analisi del Vought per il volo stratosferico risulta di interesse poiché esso ha una configurazione molto diversa dai classici velivoli che operano ad alte quote. Infatti si tratta di un *Flying wing Aircraft* con un'apertura alare ridotta, circa $8m$, contro aperture alari di oltre i $50m$ dei velivoli più tradizionali. Si sono svolte simulazioni con il tool Flow Simulation di SolidWorks dell'aeromobile in diverse configurazioni.

In primis si è studiata l'efficacia degli ipersostentatori già presenti nel progetto del velivolo originale, i plain flap, ottenendo tuttavia risultati simili alla configurazione senza ipersostentazione.

In secondo luogo si sono eseguite le simulazioni in Flow Simulation del velivolo in presenza delle due eliche. Si è deciso di optare per lo stesso tipo di elica però con due differenti diametri: rispettivamente di $4.9m$ e $2.5m$. Analizzando i risultati si è visto che diminuendo il diametro si ha un notevole aumento delle prestazioni aerodinamiche del velivolo, con conseguente incremento dell'autonomia oraria e chilometrica.

Da questo studio si è potuti giungere alla conclusione che l'adattamento del $V - 173$ per il volo ad alta quota è possibile. Dall'analisi dei risultati ottenuti è infatti emerso che per l'angolo d'attacco corrispondente a condizioni di efficienza massima si ha un coefficiente di portanza sufficiente per garantire

la sustentazione del velivolo. Di contro la resistenza aerodinamica agente sul $V - 173$ impedisce di ottenere elevati valori di autonomia oraria e chilometrica.

In conclusione si può affermare che tutti i risultati ottenuti potranno essere la base di studi e ricerche più approfondite per procedere con l'ottimizzazione di questo aeromobile per il volo ad alta quota. Tra gli aspetti primari da affrontare c'è una modifica del design strutturale del velivolo per ridurre la resistenza di forma. In secondo luogo si può agire sul sistema propulsivo effettuando una progettazione ad hoc delle eliche e con l'eventuale installazione di coppie di eliche controrotanti, generalmente più efficienti della soluzione a singola elica.

Appendice A

Script di MATLAB

```
function [c,err,al]=find_CL(x,y,eps)
N=round((max(x)-min(x))/eps)+1;
er=zeros(1,N);

xl=linspace(min(x),max(x),N);

for i=1:N
    l=sum(x<xl(i));
    c2=polyfit(x((l+1):n),y((l+1):n),2);
    c2=fliplr(c2);
    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);
    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)))));
end

[err,j]=min(er);
al=xl(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)];

```

```

function [c]=CDfit(x,y)

```

```

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

```

```

i=[-4 -2 0 2 4 6 8 10 12 14 16 18 20 22 24 26 28 30 32 35 36 38 40];
CD=[0.0283 0.0228 0.0166 0.0228 0.0257 0.0373 0.0508 0.0649 0.0691
0.1052 0.1311 0.1562 0.1762 0.2159 0.2431 0.2801 0.3104 0.3217 0.3813
0.4215 0.3998 0.448 0.5076];
CL=[-0.1067 -0.0497 -0.0127 0.0357 0.0868 0.147 0.2115 0.2511 0.361
0.2773 0.3254 0.3787 0.4684 0.4201 0.4512 0.4871 0.4982 0.4464 0.5389
0.544 0.4518 0.4801 0.5618];
%%% QUESTI DATI VARIANO PER OGNI CONFIGURAZIONE SCELTA
[coef_comp,e,alpha]=find_CL(i,CL,0.1);
%%restituisce i coeff curva, l'ee e alpha
alpha_stallo=-coef_comp(4)/(2*coef_comp(5));
CLa=coef_comp(2)*180/pi;

coefCD=polyfit(i,CD,5);

```

```

alpha=min(i):0.1:i(sum(i<=alpha));%%arriva fino alpha lin
alpha2=min(i):0.1:max(i); %% arriva fino alla fine

%vari punti della curva composita calcolando
CL_fit2=(alpha2<alpha).*(coef_comp(1)+coef_comp(2)*alpha2)+
(alpha2>=alpha).*(coef_comp(3)+coef_comp(4)*alpha2+
coef_comp(5)*alpha2.^2);

CDfit= coefCD(1)*(alpha2.^5)+coefCD(2)*(alpha2.^4)+coefCD(3)*(alpha2.^3)+
coefCD(4)*(alpha2.^2)+coefCD(5)*alpha2+coefCD(6);

E=CL_fit2./CDfit;
[Emax,ind]=max(E);
i0=alpha2(ind)
CL_Emax=CL_fit2(ind)

[CL_max,ind_CL_max]=max(CL_fit2);

CL_peso=2*(1020+350)*9.81/(0.088*147.535^2*38.898)
i_peso=interp1(CL_fit2(1:ind_CL_max-3),alpha2(1:ind_CL_max-3),CL_peso,'linear')
E_peso=interp1(alpha2,E,i_peso)

%%Autonomia chilometrica
Win=1370; %peso iniziale
Wfin=1020; %peso finale
ro=0.088;
eta_e=0.8;
SFC=5.48E-8;
Vel=147.535;
X=eta_e*E_peso/(SFC*9.81)*log(Win/Wfin) %in metri
%%Autonomia oraria

```

```
T=X/Vel/60 %in minuti
```

```
figure(1)
hold on
grid on
plot(alpha2,E)
```

```
figure(2)
hold on
grid on
plot(i,CD,'*')
plot(alpha2,CDfit,'r','linewidth',2)
plot(min(i),0,max(i),0)
plot(0,min(CDfit),0,max(CDfit))
legend('punti FS','CDfit')
```

```
figure(3)
```

```
grid on
hold on
plot(i,CL,'*')
%plot(alpha,CLfit,'r')
%plot(alpha_nonlin,CLfit_nonlin,'g')
plot(alpha2,CL_fit2,'r','linewidth',2)
plot(alpha_stallo,coef_comp(3)+coef_comp(4)*alpha_stallo+
coef_comp(5)*alpha_stallo.^2,'kp')
plot([min(i) max(i)], [0 0])
plot([0 0], [min(CL_fit2) max(CL_fit2)])
% plot(i_peso,CL_peso,'k+')
legend('punti FS','CLfit','punto di stallo')
```

```
figure(4)
```



```

alpha0=-coef_comp(1)/coef_comp(2);
alphall=-0.05;
alphalu=0.2;
hold on
grid on
plot(alpha,CL_fit2(1:length(alpha)),'r')
plot([alphall,alphalu],2*pi*([alphall alphalu]),'g')
plot([min(alpha) max(alpha)], [0 0])
% plot([0 0],[2*pi*(alphall) 2*pi*(alphalu)])
legend('CLfit -tratto lineare-', 'pendenza teorica')

```

```

eps=0.00001;
cl=1.346;
cd=0.02167;
alfa_Emax=8.18;
T=6000/2;
ro=1.09;    %densitÃ quota di volo
%ro=0.088  %densitÃ a 20000m
V=43;
B=2;       % Numero di eliche
D=1:.25:5; %diametro dell'elica

```

```

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;

```

```

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+1.5*w(k))*(1+1.5*w(k)*cosd(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));

```


Bibliografia

- [1] <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1938/naca-report-640.pdf>
- [2] <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1939/naca-report-650.pdf>
- [3] <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1949/naca-report-924.pdf>
- [4] <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm>
- [5] <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm>
- [6] https://en.wikipedia.org/wiki/Grob_G_520
- [7] https://en.wikipedia.org/wiki/Grob_Strato_2C
- [8] http://www.eugeneleeslover.com/VIDEOS/Flying_pancake.html
- [9] <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/f5u.htm>
- [10] Ragazzi Lena. *Studio ed Ottimizzazione della Ipersostentazione del Velivolo V-173*. Tesi di laurea, Università degli Studi di Bologna, AA 2012/2013.
- [11] Montanelli Luca. *Analisi FEM di velivoli HALE-UAV ad energia solare e modelli di predizione del peso strutturale*. Tesi di Laurea, Università degli Studi di Pisa, AA 2008/2009.

- [12] Lunghini Alessandro. *Studio di Fattibilit  di un Velivolo in Grado di Sostituire le Funzioni di un Satellite Geostazionario*. Tesi di Laurea, Universit  degli Stidi di Bologna, AA 2010/2011.
- [13] Piancastelli L, Gatti A., Frizziero L., Ragazzi L., Cremonini M. *CFD Analysis of the Zimmerman's V173 STOL Aircraft*. ARPN Jurnal of Engineering and Applied Sciences, Vol. 10, October 2015.
- [14] *Chance Vought V-173 and XF5U Flying Pancakes*. Naval Fighters, number twenty one.
- [15] Piancastelli, Friziero. *High altitude operations with piston engines. Powerplant design optimization*
- [16] Casarosa C. *Meccanica del volo*. Pisa plus pisa university press, 2004