

ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITA' DI BOLOGNA

**SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA
CON SEDE A CESENA**

**CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA MECCANICA
Classe 36/S**

Sede di Forlì

**ELABORATO FINALE DI LAUREA
in **DISEGNO ASSISTITO DAL CALCOLATORE****

**STUDIO DI FATTIBILITA' DI UN
VELIVOLO IN GRADO DI SOSTITUIRE
LE FUNZIONI DI UN SATELLITE
GEOSTAZIONARIO.**

CANDIDATO:

Alessandro Lunghini

RELATORE:

Professor Ing.Luca Piancastelli

Anno Accademico: 2010/2011

Sessione: III

INDICE:

1)	Introduzione.....	Pag. 2
2)	Scopo del lavoro.....	Pag. 2
2.1)	Satellite geostazionario.....	Pag. 2
3)	Velivoli esistenti.....	Pag. 4
4)	Modello atmosfera.....	Pag. 9
5)	Analisi di progetto.....	Pag. 11
6)	Propulsione.....	Pag. 15
6.1)	Motori elettrici.....	Pag. 15
6.2)	Elica.....	Pag. 23
6.3)	Inverter.....	Pag. 28
7)	Alimentazione del motore.....	Pag. 32
7.1)	Celle ad idrogeno.....	Pag. 32
7.2)	Batterie.....	Pag. 59
7.3)	Celle solari.....	Pag. 64
8)	Principio di funzionamento.....	Pag. 75
9)	Sistema di decollo e atterraggio.....	Pag. 75
10)	Prima configurazione.....	Pag. 81
11)	Seconda configurazione.....	Pag.106
12)	Conclusioni.....	Pag.119
13)	Bibliografia.....	Pag.120
14)	Ringraziamenti.....	Pag.121

1 INTRODUZIONE

La ricerca del volo perenne sta da anni interessando il mondo dell'aviazione, il valore di una tale realizzazione, aprirebbe nuovi ed interessanti scenari per l'umanità.

Il tutto acquista ulteriore importanza, se pensiamo che la ricerca è volta all'utilizzo di energie rinnovabili, le quali annullerebbero l'impatto ambientale e permetterebbero all'uomo di distaccarsi dall'uso di carburanti d'origine fossile.

2 SCOPO DEL LAVORO

Lo scopo della tesi è quello di studiare la fattibilità di un velivolo che sia in grado di sostituire le funzioni di un satellite geostazionario.

La particolarità dello studio è quello di realizzare un'autonomia "illimitata" dell'oggetto, si impiegheranno quindi:

- 1) materiali di costruzione di ultima generazione (carbonio e fibre nobili)
- 2) motorizzazioni elettriche
- 3) celle ad idrogeno
- 4) batterie
- 5) pannelli solari

2.1 SATELLITE GEOSTAZIONARIO

Un satellite geosincrono, si definisce geostazionario se la sua orbita:

- è circolare
- si trova nello stesso piano dell'equatore terrestre
- è diretta, ossia è descritta in senso antiorario (da ovest ad est).

In tal caso il moto relativo fra satellite e superficie terrestre è nullo e, quindi, ad un osservatore situato sulla Terra, il satellite appare stazionario sulla verticale di un particolare punto dell'equatore (punto subsatellitare o subsatellite).

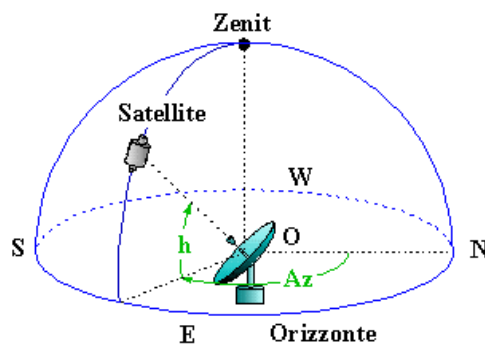
La suddetta proprietà rende tali satelliti insostituibili nelle comunicazioni radiotelefoniche ed in quelle televisive, infatti ciascun satellite riesce a coprire con i suoi segnali quasi un terzo della superficie terrestre (Area di copertura); con tre satelliti equidistanti in longitudine è quindi possibile garantire la copertura dell'intera superficie.

Un altro importante settore in cui si utilizzano i satelliti geostazionari è quello meteorologico; dalla quota di circa 36000 m, è infatti possibile fotografare quasi l'intero disco terrestre e quindi avere con continuità, immagini dettagliate dei vari sistemi nuvolosi.

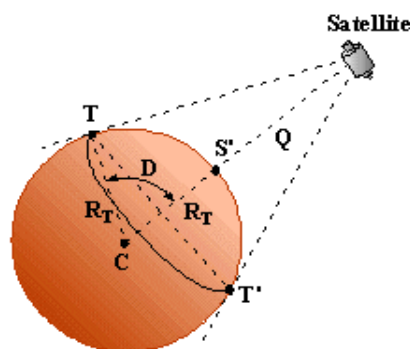
Un satellite geostazionario ha l'importante proprietà di apparire fisso sulla volta celeste, per questo, qualsiasi osservatore terrestre, situato entro l'area di copertura del satellite, può captare i suoi segnali orientando opportunamente un'antenna altamente direttiva, generalmente di tipo parabolico. L'orientamento è facilitato, se sono note le coordinate altazimutali del satellite, ossia l'azimut e l'altezza.

Tali coordinate sono ovviamente fisse per una data località terrestre e si possono ricavare da grafici oppure da semplici calcoli analitici.

La figura di seguito riportata mostra la quota azimut e l'altezza di un satellite in un qualsiasi punto O della superficie terrestre.

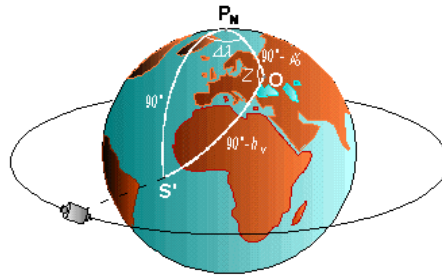


Il punto in cui la congiungente tra il centro della Terra e il satellite interseca la superficie terrestre, è definito punto subsatellitare o subsatellite, esso è anche il punto in cui si osserva il satellite allo zenit.



La posizione di un satellite si può individuare se sono note la sua quota e le coordinate geografiche del subsatellite, nel caso di un satellite geostazionario essi sono costanti e precisamente:

- la latitudine, è nulla essendo il subsatellite sull'equatore
- la longitudine, dipende dalla collocazione del satellite
- la quota Q



3 VELIVOLI ESISTENTI

E' da molti anni che le case produttrici di aerei senza piloti, definite UAV, si sfidano per costruire l'aereo che vola perennemente.

Tra i progetti di maggior rilievo, ci sono i seguenti:

- Helios (NASA)
- Zephyr (Qinetiq)
- Solar Impulse
- Solar Eagle
- Global Observer

Helios

L'Helios è un aereo ad energia solare sviluppato dalla Nasa, che iniziò i voli di prova alla fine del 1999, e che precipitò il 26 giugno 2003 nell'Oceano Pacifico.

La struttura dell'Helios era formata da una struttura ad ala, senza alcuna fusoliera, con la superficie alare ricoperta da pannelli solari ad alto rendimento.

Questi alimentavano i 10 motori elettrici e tutti i sistemi di bordo.

L'apertura alare era di 75,6 metri di larghezza e 5 piloni inframezzati tra le sei sezioni alari e contenenti gli apparati di bordo.

L'ala aveva uno spessore uniforme e nelle estremità erano incorporate due diedri con angolo di 10° per assicurare una maggiore stabilità nelle virate.

Tale prototipo riuscì ad arrivare alla ragguardevole quota di 29260,8 metri per oltre 40 minuti.

Ecco un'immagine dell'Helios:



Zephir

L'aereo Zephir, prodotto dalla Qinetiq deriva da un precedente prototipo che ha volato in maniera non ufficiale per 82 ore.

Si tratta di un aereo ad energia solare, che grazie alla luce del giorno, vola utilizzando i pannelli solari montati sulle ali.

Presenta un design particolare e con un'apertura alare di circa 22 metri.

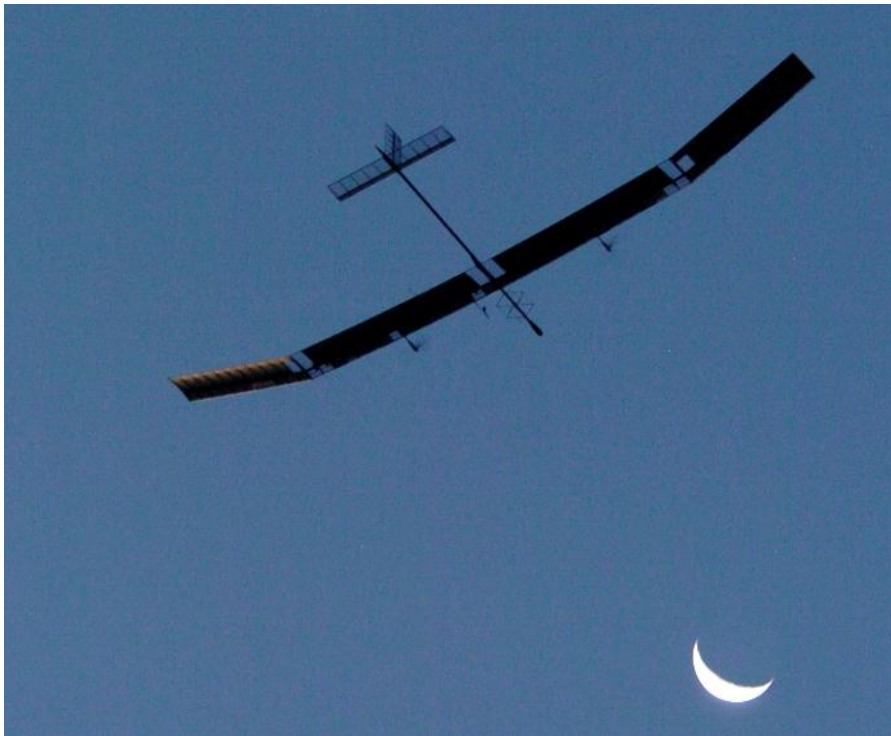
I pannelli solari sono spessi quanto un foglio di carta e ricoprono l'intera superficie delle ali, grazie alla loro forma aerodinamica innovativa, alla coda a forma di T ed al peso di soli 50 chilogrammi, permettono di raggiungere prestazioni migliori diminuendo al massimo il consumo energetico.

Visto il peso esiguo il lancio avviene a mano per mezzo di 4/5 persone.

L'energia raccolta durante il giorno nelle batterie, viene usata per alimentare i motori elettrici anche nelle ore notturne.

Pertanto lo Zephyr è teoricamente in grado di volare in maniera perpetua, al contrario di molti aeromobili con e senza pilota, senza bisogno di rientrare alla base.

Ecco un'immagine dello Zephir:



Solar Impulse

Anche il Solar Impulse s'inserisce di diritto tra gli aerei alimentati interamente ad energia solare. Decollato di mattina presto dall'aerodromo di Payerne in Svizzera è atterrato nuovamente dal luogo da cui era partito dopo un volo ininterrotto di ben 26 ore alla quota di 9500 metri.

Questo è stato possibile grazie all'accumulo di energia solare raccolta tramite le 11628 celle solari che ricoprono le ali del Solar Impulse.

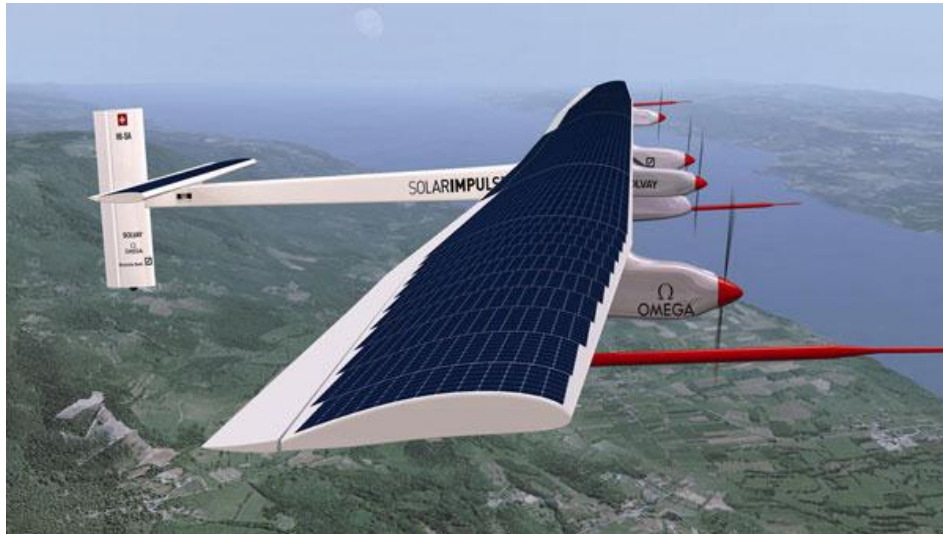
Decollando la mattina presto il velivolo è in grado di raccogliere energia durante il giorno, ed usarla per caricare i circa 400 chilogrammi di batterie che alimentano i suoi 4 motori elettrici.

Il suo peso piuttosto limitato, di circa 1600 chilogrammi, richiede un consumo energetico minimo.

L'energia accumulata durante il volo diurno, si è rilevata sufficiente per alimentarlo anche nelle ore in cui l'unica luce è quella della luna.

Il successo di questo esperimento apre la strada all'obiettivo finale del progetto Solar Impulse, che è quello di volare intorno al mondo senza soste, grazie all'alimentazione dei pannelli solari, che permettono di creare più energia di quanta non ne consumi.

Ecco come si presenta:



Solar Eagle

Il Solar Eagle di Boeing, è il risultato della ricerca della Phantom Works, sulle fonti energetiche rinnovabili.

Questo mezzo sta dimostrando alle simulazioni, un'ottima tenuta, il funzionamento si basa sulla capacità di raccogliere energia dal sole durante il giorno e conservarlo durante la notte, con lo scopo di rimanere in volo per ben 5 anni.

Esso si presenta come un aliante con un'apertura alare di 400 metri e sarà progettato per sopportare i forti venti della stratosfera, utilizzando una quantità minima d'energia.

Il prototipo è ancora in fase di sperimentazione, che durerà ancora qualche anno.

Di seguito è riportata un'immagine del velivolo:



Global Observer

Infine il Global Observer, aeromobile senza pilota di tipo UAV, sviluppato da Aero Vironment in collaborazione con la NASA.

Durante le fasi di volo, a circa 1000 metri, il velivolo era comandato da terra, tramite il Launch and Recovery Element (LRE), un modulo per il controllo a distanza, da parte di un vero pilota della Air Force.

In teoria, sarebbe in grado di volare ad un'altezza compresa tra i 10000 ed i 20000 metri, al di sopra sia delle quote raggiunte dagli aerei convenzionali, che di eventuali disturbi causati dal cattivo tempo.

L'obiettivo del programma è quello di fornire un flusso costante di immagini utili per la sorveglianza dall'alto, nonché di fungere da piattaforma mobile per le telecomunicazioni, coprendo le aree più remote del nostro pianeta, ad un costo notevolmente inferiore a quello dei normali satelliti attualmente usati, garantendo inoltre la copertura di un'area dal diametro di 900000 chilometri quadrati.

Oltre a volare a quote stratosferiche, il velivolo sarà in grado di rimanere in volo per una settimana, accoppiando due aerei di questo tipo, in tandem, sarà quindi possibile fornire una copertura equivalente a quella di un satellite a qualsiasi punto della terra.

Il costo totale è stato stimato al 20% inferiore rispetto ai normali satelliti.

Il global Observer, ha un'apertura alare di 53 metri, con una lunghezza di 21 metri, può trasportare fino a circa 180 chilogrammi, grazie alla propulsione ad idrogeno che alimenta quattro motori elettrici.

Ecco come si presenta:



4 MODELLO ATMOSFERA

Gli aerei possono volare grazie alla generazione di una forza definita portanza, che si crea dal contatto tra il flusso d'aria e le superfici del velivolo.

Per poter capire e studiare il moto di un aereo è importante conoscere l'andamento delle seguenti grandezze:

- Pressione
- Densità
- Temperatura
- Velocità del suono

Le caratteristiche sopra citate non sono costanti, si userà perciò il modello ISA adottato dalla ICAO. L'Atmosfera Standard Internazionale, è un'atmosfera ideale le cui caratteristiche fisiche sono state stabilite dall'ICAO, sulla medesima base dell'atmosfera standard (ISA - International Standard Atmosphere) definita dall'Organizzazione Internazionale per le Standardizzazioni (ISO).

L'utilizzo di tale ambiente, risulta utile nelle scienze applicate, per calcolare e paragonare rendimenti e prestazioni degli aeromobili, per calibrare gli strumenti di navigazione e di misura, per collaudare apparecchiature in condizioni standardizzate.

Dire ad esempio che la velocità del suono nell'aria è pari a circa 340 m/s (1224 km/h) non ha senso, in quanto essa varia con la temperatura (in particolare varia proporzionalmente alla radice quadrata della temperatura assoluta), e quindi con la quota, essendo le variabili termodinamiche variabili con essa.

In conseguenza di ciò, anche dire che la velocità del suono al livello medio del mare è pari a circa 1224 km/h non è corretto, in quanto non sono specificate le condizioni dell'aria, le quali vanno ad influenzare la velocità del suono, come per esempio, la temperatura.

Dire, però, che la velocità del suono è circa 1224 km/h al livello del mare in atmosfera standard internazionale ICAO ha, invece, un significato preciso e chiaramente identificabile, in quanto in tal caso sono ben note e fissate le grandezze termodinamiche a cui ci si riferisce.

Le caratteristiche dell'Atmosfera Standard Internazionale seguono un modello ideale dell'atmosfera media reale, considerata ad una latitudine di 45°.

- Aria secca (umidità relativa = 0%) e priva di impurità
- Pressione atmosferica al livello medio del mare: $1 \text{ atm} = 101325 \text{ Pa} = 1013,25 \text{ hPa}$
- Temperatura al livello medio del mare: 15 °C , ovvero $288,15 \text{ K}$ in termini di Temperatura assoluta
- Densità dell'aria al livello medio del mare: $1,225 \text{ kg/m}^3$

- Gradiente barico verticale: -1 hPa ogni 850 cm d'altitudine. In realtà tale valore può assumersi valido solo fino a 122 metri, in quanto la variazione non segue una legge lineare
- Gradiente termico verticale
 - 6,5 °C ogni 1000 m di altitudine fino a 11000 m
 - nullo da 11000 a 20000 m di altitudine
 - irregolare oltre i 20000 m di altitudine

Sulla base di questo, vengono stilate delle tabelle contenenti le caratteristiche dell'aria standard a diverse altezze.

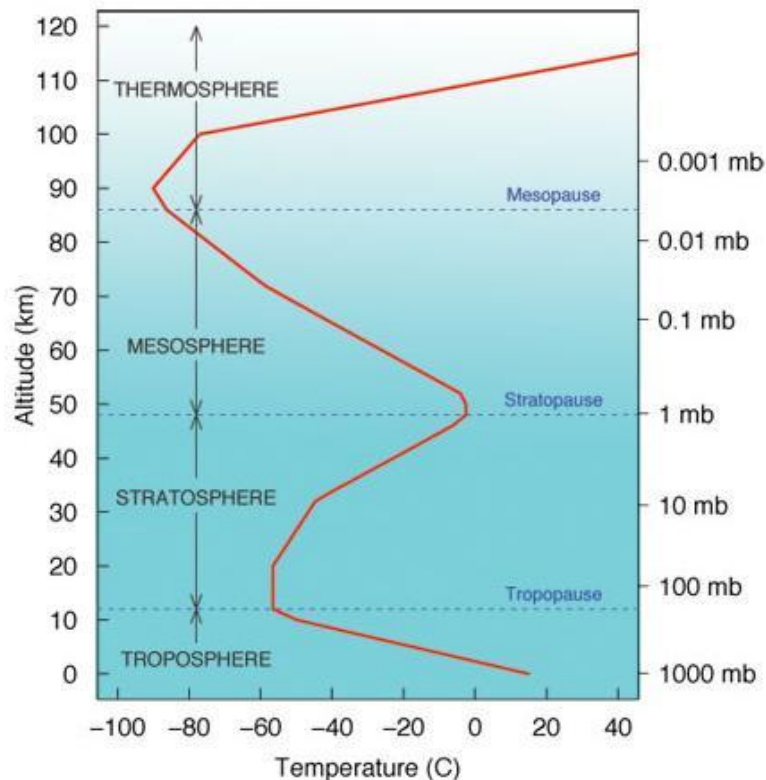
Di seguito è riportato un esempio.

Altitudine geometrica (m)	Temperatura assoluta (K)	Pressione (hPa)	Densità (kg/m³)	Viscosità dinamica (Pa·s)	Velocità del suono (m/s)
0	288,15	1013,25	1,2250	$1,79 \times 10^{-5}$	340,29
1000	281,65	898,76	1,1117	$1,76 \times 10^{-5}$	336,44
5000	255,68	540,48	0,7364	$1,63 \times 10^{-5}$	320,55
10000	223,25	265,00	0,4135	$1,46 \times 10^{-5}$	299,53
15000	216,65	121,11	0,1947	$1,42 \times 10^{-5}$	295,07
20000	216,65	54,69	0,088	$1,42 \times 10^{-5}$	295,07
25000	221,55	25,49	0,039	$1,45 \times 10^{-5}$	298,39
30000	226,5	11,97	0,015	$1,47 \times 10^{-5}$	301,7

Come si può notare, la velocità del suono in alta quota è minore rispetto a quella a terra.

Questo effetto, comporta un problema nel dimensionamento delle eliche, concetto che esprimerò nel paragrafo dedicato.

Il grafico riportato mostra l'andamento dell' Atmosfera Standard ISA.



5 ANALISI DI PROGETTO

In questa fase si faranno una serie di valutazioni relative al velivolo, il quale sarà dotato di controlli automatici, che gli permetteranno di osservare il nostro pianeta dall'alto.

Le sue funzioni saranno quindi uguali a quelle svolte dai satelliti geostazionari, con la necessità di autoalimentarsi e di guidarsi autonomamente.

Per tale scopo, il velivolo sarà dotato di numerosi sensori, sia per il controllo di volo, sia per lo svolgimento delle sue funzioni di satellite.

E' stato stimato che un payload di 40-50 kg è sufficiente al compimento della missione.

L'aliante sarà perciò di tipo HALE (High Altitude Long Endurance), opererà ad una quota di 25000 metri, per non influire con lo spazio aereo di linea.

Come mostrato nella tabella del paragrafo precedente, la densità risulta a tale quota, pari a $0,039 \text{ kg/m}^3$.

Questa caratteristica ci impone la realizzazione di grandi superfici alari, in modo tale da ricavare la portanza richiesta, mantenendo una struttura più leggera possibile.

Proprio per questo motivo, andremo ad impiegare materiali di ultima generazione, come i compositi, i quali permettono grandi resistenze con pesi esigui.

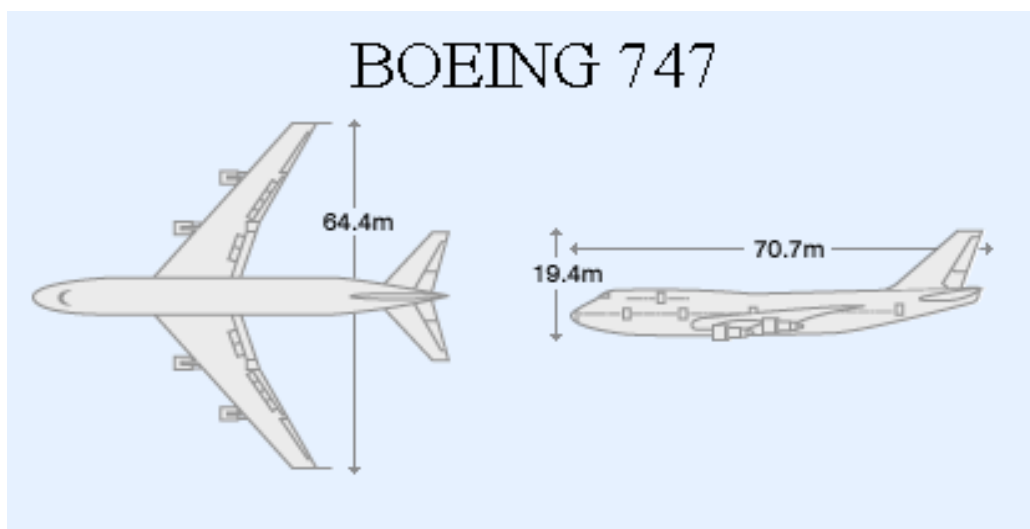
In questo contesto, non si prenderà in esame i costi di costruzione, ma ci si limiterà a consigliare i prodotti più performanti.

Lo stesso ragionamento sarà affrontato nella scelta degli altri componenti, quali motori, fuel cells, batterie ed eliche.

DIMENSIONI DI MASSIMA

In base alla richiesta, si utilizzeranno come dimensioni di massima (ingombro), quelle del BOEING 747:

- apertura alare: 64,44 m
- lunghezza: 70,66 m



QUOTA DI VOLO

La quota di volo del motoalante deve essere tale da evitare disturbi al traffico aereo, avrò quindi:

- quota operativa: 25000 m
- quota minima: 20000 m

PESI

Il peso dell'aliante sarà stimato in seguito, per quanto riguarda i pesi dei componenti utili allo svolgimento dell'attività di monitoraggio, si ha:

- peso payload: 50 kg
- peso sistemi di navigazione, accessori, ponte radio e altri componenti: 15 kg

(i dati fornitici sono stati ricavati da studi precedenti)

PIANO DI VOLO

In questo paragrafo si definirà il piano di volo, cercando una soluzione che permetta un aumento della durata delle batterie e l'ottimizzazione dei sistemi propulsivi.

La fase più delicata del piano di volo, è la salita, essa per scelta avverrà in modo indipendente dai motori, è infatti previsto l'impiego di un pallone aerostatico, gonfiato ad elio.

La scelta, ambiziosa, è nata per cercare di ridurre lo sforzo sui motori, che con tutta probabilità non sarebbero riusciti a sollevare un velivolo di così grandi dimensioni fino alla quota di 25000m.

L'utilizzo di un razzo, come quelli usati per i lanci degli Space Shuttle, è stata scartata, in quanto risultava dannosa per l'ambiente, visto l'uso di propellenti come combustibili.

Con questa soluzione quindi, il moto salirà perpendicolare al suolo.

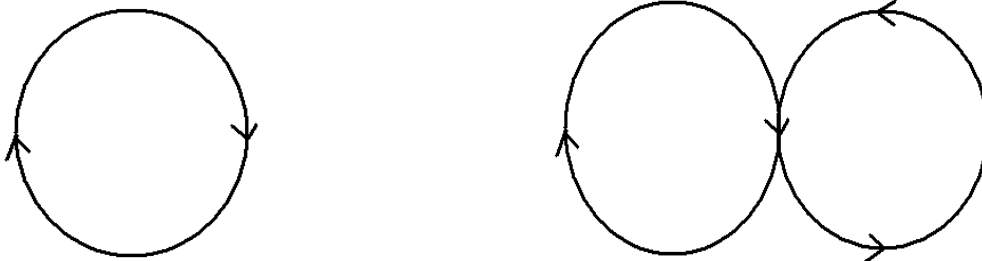
Una volta raggiunta la quota approssimativa di 25000 metri, il pallone, si staccherà e il moto sarà garantito dai motori elettrici.

Il moto del velivolo è vincolato alla posizione, per la quale deve compiere il lavoro di satellite.

Con il vincolo sopraindicato, il moto può risultare di due tipi:

- Circolare o forme simili
- Ad "8"

Le immagini sottostanti, mostrano le configurazioni possibili:



Si consiglia di optare per la seconda scelta, in modo da far lavorare i motori in modalità power shift, in maniera alternata.

Spiegherò nei capitoli più avanti cosa s'intende con tale terminologia.

Durante le ore notturne, si ritiene importante prevedere una planata ed una successiva risalita a potenza costante, pari a quella necessaria alla quota di tangenza.

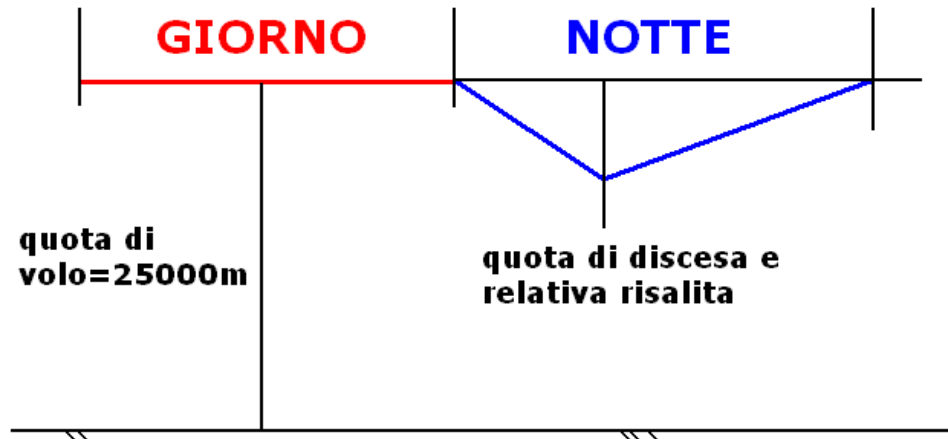
In questo modo, si garantisce un riposo e un risparmio energetico, durante la fase di planata, mentre la risalita a potenza costante, richiede un quantitativo minimo di energia.

I vantaggi di tale soluzione li posso definire come segue:

- Diminuzione del tempo di scarica delle batterie
- Aumento della corrente di scarica

- Diminuzione del numero di batterie (a parità di potenza richiesta)
- Possibilità di diminuire il numero di celle solari
- Possibilità di diminuire la superficie alare

Ecco come si presenta l'andamento:



CARATTERISTICHE DEL VELIVOLO

Come già accennato, lo scopo del velivolo, è quello di sostituire un satellite geostazionario, ciò implica che dovrà compiere tutte le funzionalità del satellite.

Dovrà quindi essere in grado d'avere un'autonomia, la più lunga possibile, con un piano di volo che può essere: definito a priori, o pilotato mediante un controllo remoto.

L'equipaggiamento sarà formato da: sistema principale, sistema di controllo e della navigazione.

Il primo è costituito da:

- sistema controllo motore
- sistema comandi di volo
- sistema generazione energia e distribuzione della potenza
- FMS

Il Flight management system (FMS), è un sistema di gestione del volo che viene installato sugli aeromobili moderni, per ottimizzare i consumi e i parametri di volo, riportare costantemente informazioni inerenti alla navigazione e gli spostamenti dell'aeromobile.

Tale sistema è costituito da 2 FMC (Flight Management Computer) normalmente collocati nel vano avionico sotto la cabina di pilotaggio e 2 MCDU (Multifunction Control Display Unit), che rappresentano l'interfaccia con il sistema, dal quale e verso il quale, avviene lo scambio di dati.

L'MCDU è costituito da un display e da una tastiera alfanumerica tramite la quale i dati vengono immessi o modificati per il corretto svolgimento del volo.

Al suo interno si trovano memorizzati 2 database, uno in uso e l'altro in standby (o stby).

Tali database vengono aggiornati ogni 28 giorni tramite un terzo MCDU.

Il database contiene moltissime informazioni, utili per la gestione del volo, che vanno dalle std company routs, alle radioassistenze, esistenti nella zona a cui si riferisce il database, alla posizione, frequenza e nominativo (VOR, NDB, ILS, VOR/TAC, VOR/DME), l'ubicazione degli aeroporti e delle relative piste, i WayPoint, le aerovie, le SID, le Star relative, le Holding e persino le limitazioni di quota e velocità.

Il sistema di controllo è invece formato da:

- Sensori del moto
- Trasponder
- GPS
- Luci di segnalazione
- Sistema di telecomunicazione
- UAVP
- TCAS
- ADM

Con il termine UAVP (Universal Aerial Video Platform) si identifica un sistema per la gestione di macchine fotografiche o telecamere per il controllo del territorio.

Il Traffic Alert and Collision Avoidance System, sistema di allerta del traffico ed elusione di collisione, spesso abbreviato come TCAS, è un dispositivo con la funzione d'avvertire la presenza di altri aeromobili equipaggiati con transponder operanti nelle vicinanze.

Il sistema Air Data System o (ADM), misura i parametri critici di volo e fornisce informazioni per la visualizzazione nella cabina di pilotaggio e per il controllo del volo e dei sistemi di gestione.

6 PROPULSIONE

Come accennato in precedenza, il progetto è stato interamente pensato e progettato utilizzando tecnologie innovative.

Vediamo nel dettaglio gli elementi che compongono il sistema propulsivo.

6.1 MOTORI ELETTRICI

Col termine motore elettrico si definisce quella serie di macchine elettriche in cui la potenza d'ingresso è di tipo elettrico e quella in uscita è di tipo meccanico.

La loro funzione sarà quindi quella di attuatori.

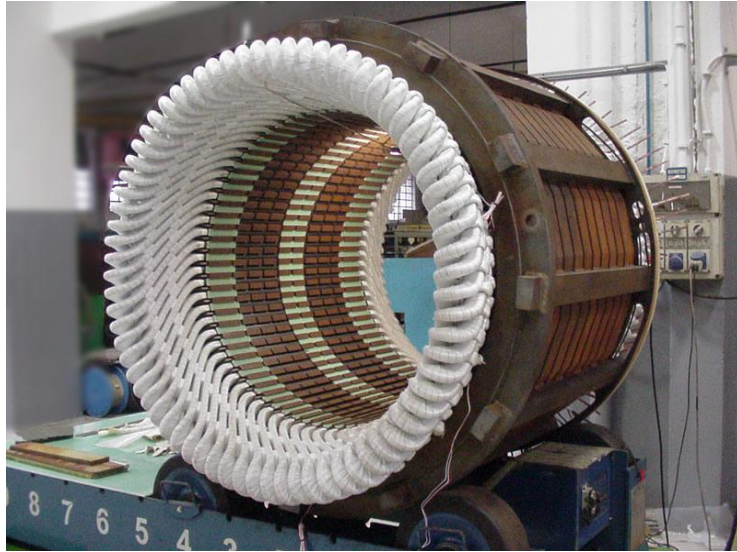
Il cuore del motore elettrico, che ne consente il funzionamento, è composto da:

- statore
- rotore

i quali formano tra loro un campo magnetico.

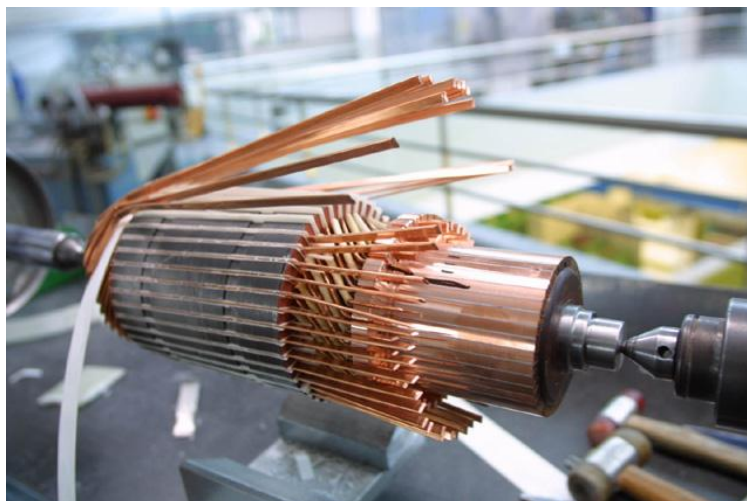
Lo statore è la parte fissa del motore, ha il compito di sostenere la macchina seppur in modo parziale, contiene gli avvolgimenti indotti o induttori installati in apposite cave.

Generalmente ha le dimensioni maggiori e conferisce al motore la geometria che lo caratterizza.

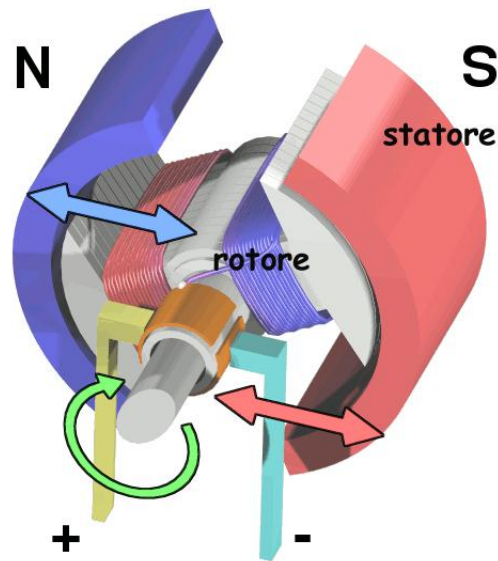


Il rotore, definito anche indotto, ha il compito di ruotare quando arriva la corrente ed è grazie all'interazione tra i due elementi che si generano grandi forze attrattive e repulsive, che permettono al motore di funzionare.

Esempio di rotore:



Ecco uno schema di come si presenta un motore elettrico, con tutti i suoi componenti.



La suddivisione classica tra motori in corrente continua e motori a corrente alternata, è stata soppiantata da una più precisa distinzione tra:

- motore asincrono
- motore sincrono
- motore in corrente continua

Di seguito saranno mostrate le caratteristiche di ognuno e la scelta del motore che verrà installato sul velivolo.

MOTORE ASINCRONO

Il Motore Asincrono viene alimentato direttamente dalla rete di distribuzione a tensione e frequenza costanti, rappresenta il motore elettrico più semplice, economico, robusto ed affidabile che la tecnica conosca.

È ad elevato rendimento, non richiede lubrificazione, né manutenzione, non presenta alcuna difficoltà o particolarità per l'avviamento e, pertanto, è il dispositivo più diffuso nell'utilizzazione dell'energia elettrica come "forza motrice".

Il suo principio di funzionamento si basa sulla creazione di un campo rotante, realizzabile per mezzo di circuiti fissi nello spazio e percorsi da correnti polifasi, in particolare da correnti trifasi.

Tuttavia, per piccole potenze, oppure per limitate applicazioni speciali, questo motore può anche essere di tipo monofase.

Rispetto agli altri tipi di motori elettrici, presenta diversi vantaggi: peso ed ingombro ridotti a parità di potenza, mancanza di particolari dispositivi di eccitazione prelevando, direttamente dalla rete, la potenza magnetizzante, necessaria per creare il flusso induttore della macchina.

E' autoavviante, varia autonomamente la propria velocità, esigenze di manutenzioni molto ridotte, ha una semplicità di esercizio ed un alto rendimento.

D'altro canto, presenta alcuni aspetti vincolanti, tra i quali: all'avviamento, la corrente di spunto può risultare anche 4-10 volte maggiore della corrente assorbita a pieno carico, quando si verificano problemi alla rete di distribuzione (cadute di tensione) ed agli interruttori.

Questa corrente risulta, inoltre, essere tanto sfasata rispetto alla tensione (come nei trasformatori in corto circuito) che la coppia motrice sviluppata dal motore all'avviamento, detta coppia di spunto, è piccola nonostante l'elevato valore della corrente assorbita.

La velocità di rotazione del motore, nel campo di funzionamento normale, è praticamente costante, perché strettamente legata alla frequenza della corrente di alimentazione.

La coppia massima (proporzionale al quadrato del rapporto tra il valor efficace della tensione di alimentazione e la frequenza) è costante ad una ben precisa velocità.

Segue da quanto detto che, laddove un dispositivo meccanico debba essere azionato senza particolari esigenze di regolazione di velocità o di coppia, il motore asincrono trova sicuramente impiego.

L'unico ostacolo che si oppone ad una diffusione praticamente universale di tale motore è l'impossibilità di regolare velocità e coppia in ampi intervalli, a costi contenuti.

MOTORE SINCRONO

Il motore sincrónico, è un tipo di motore elettrico in corrente alternata in cui il periodo di rotazione è sincronizzato con la frequenza della tensione d'alimentazione, solitamente trifase e può essere utilizzato come alternatore e la maggioranza degli alternatori è di questo tipo.

È costituito come già definito all'inizio, da un rotore, su cui sono presenti diversi poli magnetici di polarità alterna, creati da magneti permanenti o elettromagneti alimentati in corrente continua e da uno statore su cui sono presenti gli avvolgimenti del circuito d'alimentazione.

Le espansioni polari dello statore creano un campo magnetico rotante che trascina le espansioni polari del rotore.

La frequenza di rotazione dipende dalla frequenza di alimentazione (ad esempio in Italia è 50 Hz, negli Stati Uniti è 60 Hz) e dal numero di terne di espansioni polari presenti nel motore.

Il numero di giri al minuto del motore sincrónico è dato da $(n = 60 \cdot f / p)$ dove n è il numero di giri/minuto, f è la frequenza della rete elettrica di alimentazione e p è il numero di coppie polari.

È ben evidente che all'aumentare degli avvolgimenti di ogni coppia polare si riduce la velocità del motore.

L'avviamento di questo tipo di motore è relativamente complesso.

A motore fermo, l'applicazione della tensione alternata fa sì che il rotore, per effetto dell'inerzia, non abbia il tempo di seguire il campo magnetico rotante, rimanendo fermo.

Il motore viene quindi inizialmente portato alla velocità di rotazione per mezzo di un motore asincrono, quindi, dopo avere scollegato da quest'ultimo, viene collegata la tensione di alimentazione ed inserito il carico meccanico utilizzatore.

Un'altra tecnica d'avviamento, sfrutta la possibilità di fare funzionare temporaneamente come asincroni motori appositamente realizzati, quindi passare al modo sincrono.

Se una volta a regime la rotazione viene frenata o accelerata oltre un certo limite, si innesca una serie di oscillazioni che portano il motore al blocco e possono provocare forti sovracorrenti tali da danneggiare il motore.

Per questo motivo va prevista una protezione dalle sovracorrenti, ad esempio con un interruttore magnetotermico di protezione.

A causa della limitata praticità del motore sincrono, il suo uso con alimentazione diretta dalla rete è limitato a campi di applicazione ove sia richiesta una velocità di rotazione particolarmente precisa e stabile.

È invece molto usato per azionare carichi a velocità variabile ove alimentato da convertitore statico (inverter).

Esistono anche piccoli motori sincroni ad avvio automatico ed alimentazione monofase utilizzati in meccanismi temporizzatori quali i timer delle lavatrici domestiche e un tempo in alcuni orologi, sfruttando la buona precisione della frequenza della rete elettrica.

MOTORE A CORRENTE CONTINUA

Il motore a corrente continua, chiamato così perché per funzionare deve essere alimentato con tensione e corrente costante, è costituito, come gli altri motori da due parti, il rotore e lo statore.

Questo tipo di motore può avere due tipi di statore, che possono essere i seguenti:

- Statore a magneti permanenti
- Statore alimentato

Entrambe le due tipologie di statori hanno lo stesso scopo, quello di generare un campo magnetico costante.

Con il primo tipo di statore il valore del campo magnetico generato non è modificabile, in quanto sono due magneti permanenti a generarlo.

Invece la seconda tipologia di statore è in grado di generare campi magnetici a valori regolabili, i valori desiderati di campo magnetico, possono essere generati variando la tensione ai capi del circuito statorico.

Il circuito statorico necessita anch'esso di una tensione e corrente costante, ma solo perché deve generare come detto, un campo magnetico costante.

Per poter generare il campo magnetico desiderato, è avvolto su blocchi di materiale ferromagnetico. Quindi la forma dello statore nelle due tipologie è uguale, l'unica differenza sta nel fatto che, il primo ha dei magneti, invece il secondo ha nuclei ferromagnetici su cui sono avvolte delle spire.

Il motore a corrente continua mette in pratica fondamentalmente la legge di Lorentz.

Questa legge fisica recita che: “ Un filo percorso da corrente ed immerso in un campo magnetico, è soggetto ad una forza, se i versi dei vettori della corrente e del campo magnetico sono ortogonali tra di loro, il verso della forza risultante è descrivibile dalla regola della mano destra”.

Il filo percorso dalla corrente I ed immerso nel campo magnetico B è sottoposto ad una forza F .

Il valore di tale forza F è dato dalla formulazione della legge di Lorentz:

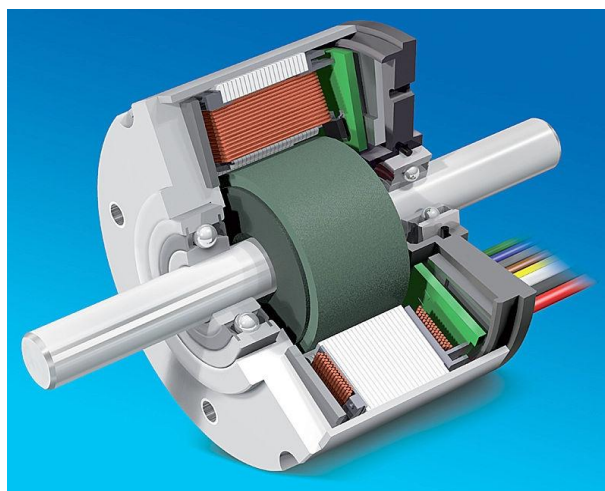
$$F = L * (I * B)$$

Dove L è la lunghezza del filo, ed I e B formano un prodotto vettoriale (cioè I e B devono essere sfasati di 90°).

TIPOLOGIA SCELTA

I motori elettrici attualmente utilizzati in ambito aeronautico sono sincroni a corrente continua, con rotori costituiti da magneti permanenti, definiti “ brushless ” cioè senza spazzole.

Di seguito è riportato uno spaccato di questi motori:



La commutazione della corrente circolante negli avvolgimenti, infatti, non avviene più per via meccanica, tramite i contatti striscianti, ma elettronicamente.

Ciò comporta una minore resistenza meccanica, elimina la possibilità che si formino scintille al crescere della velocità di rotazione, e riduce notevolmente la necessità di manutenzione periodica.

L'inversione di corrente è ottenuta elettronicamente tramite un banco di transistor di potenza, comandati da un micro controllore che controlla la commutazione della corrente.

Dato che il controllore deve conoscere la posizione del rotore rispetto allo statore, esso viene solitamente collegato ad un sensore ad effetto Hall, come il Pick-up o a un più preciso resolver.

Il primo grosso vantaggio riguarda la vita attesa del motore, dato che le spazzole sono il “punto debole” di un motore in corrente continua.

L'assenza di spazzole elimina anche la principale fonte di rumore elettromagnetico presente negli altri motori in continua.

L'ingombro è limitato rispetto alla potenza che possono erogare.

In termini di efficienza, i motori brushless sviluppano molto meno calore di un equivalente motore in corrente alternata e, pertanto, si dice in gergo che “marciano freddi”.

Gli avvolgimenti sullo statore inoltre dissipano facilmente il calore generato e permettono di costruire motori “lisci”, senza alettature esterne.

L'assenza di scintille è fondamentale quando il motore opera in ambienti saturi di composti chimici volatili come i carburanti.

In questo tipo di motori, i magneti permanenti sono posizionati sul rotore e sono realizzati con speciali materiali che permettono d'avere un'inerzia rotorica molto bassa, cosa che permette un controllo estremamente preciso sia in velocità che in accelerazione.

Queste caratteristiche li rendono adatti all'utilizzo nei veicoli elettrici.

Esistono applicazioni navali di tali motori con tecnologie a superconduzione che hanno potenze dell'ordine di MW.

Il principale svantaggio di questo tipo di motori sta nel maggiore costo.

Al contrario dei motori a spazzole, infatti, il controllo viene effettuato elettronicamente da un controller, un dispositivo elettronico fornito dal costruttore del motore o da terze parti; per questo non è solitamente possibile utilizzare un potenziometro o un reostato, che risulterebbe inefficiente, per la regolazione della velocità.

La potenza di un motore elettrico, misurata in Kw, è definita dal prodotto tra la coppia generata dall'induzione elettromagnetica e la velocità angolare del rotore.

$$P = T * \omega$$

La formula sarà opportunamente modificata se si vuole avere la misura di ω in giri al minuto.

Si otterrà quindi la seguente:

$$P = T * \omega * 2 \pi / 60$$

La motorizzazione scelta, dovrà essere in grado di erogare una potenza tale, da permettere al velivolo il volo a 25000 metri di altitudine.

SCELTA DEL MOTORE

Tra le infinite soluzioni che il mercato propone, mi sono indirizzato verso una delle aziende leader nel settore, la Yuneec.

La Yuneec è una giovane e lungimirante società, che da anni sta sviluppando prodotti per il trasporto personale, in particolare quelli che utilizzano sistemi di motorizzazione ecocompatibili, come motori elettrici e batterie.

I motori brushless Power Drive di ultima generazione, sono controllati internamente da sensori che garantiscono un controllo della temperatura e dei giri al minuto, garantendo quindi ottime prestazioni e grande affidabilità.

Il funzionamento è fluido, il controllo della velocità è massimo e la risposta dei comandi è immediata, tutto questo con zero vibrazioni.

Queste caratteristiche lo rendono la fonte di alimentazione più facile da utilizzare.

Ecco come si presenta il motore:



6.2 ELICA

L'elica è quella “macchina aerodinamica” che trasforma il lavoro di coppia del motore in lavoro di spinta propulsiva dell'aereo.

Per questo si parla di “rendimento” dell'elica, proprio come per i processi di trasformazione di energia in generale.

A caratterizzare il funzionamento dell'elica concorrono:

- il profilo delle pale, per il rendimento
- le dimensioni dell'elica, per la potenza del motore
- la struttura, per l'affidabilità

L'elica a passo variabile è stata sviluppata, come dice il termine stesso, per poter variare il passo durante il volo.

In pratica, la variazione di passo si ottiene ruotando ogni pala intorno al suo asse longitudinale, mentre l'elica stessa è in rotazione sull'albero.

Rispetto al passo fisso, il passo variabile consente d'ottenere vantaggi in termini di prestazioni.

La progettazione dell'elica deve iniziare dagli aspetti meccanici e tecnologici.

La forma della pala e il funzionamento, sono aspetti aerodinamici e si affronteranno successivamente.

La progettazione meccanica e strutturale inizia dall'idea costruttiva.

Con l'elica, l'obiettivo è quello d'ottenere le massime caratteristiche di resistenza e di affidabilità con il minimo peso.

L'idea costruttiva è di utilizzare soluzioni strutturali a geometria semplice che garantiscano la massima affidabilità.

In una seconda fase, si realizza la forma della pala intorno alla struttura portante.

Per questo, si devono identificare tutte quelle soluzioni di materiale e di tecnica costruttiva utili a tale obiettivo.

Di tutte queste fasi, la scelta del materiale di costruzione delle pale condiziona l'intero progetto.

Ciò deriva dal fatto che, le pale, sono sottoposte ad una serie di sollecitazioni particolarmente elevate e critiche, tutte dovute alla forza centrifuga.

Considerando i diversi materiali utilizzabili sulla base delle caratteristiche e rispetto alle esigenze applicative principali, ognuno di questi ha punti di forza e punti di debolezza.

Nella tabella della pagina che segue, si considera un primo confronto qualitativo:

Materiali				
	Legno	Composito	Alluminio	Acciaio
Caratteristiche				
Resistenza/peso	xxx	xxxxx	xx	x
Stabilità dimensionale	x	xxx	xxx	xxxx
Resistenza a fatica	xxxx	xxxx	xxxx	xxxx
Precisione di lavorazione	x	xx	xxx	xxxxx
Ciclo produttivo	xxxx	xxx	xx	x

La graduatoria è misurata, dal numero di (x) dove: migliore = (xxxxx), peggiore = (x).

Per una graduatoria più tecnica, utile solo al progettista, la tabella andrà compilata con i valori numerici delle rispettive caratteristiche misurate.

Le caratteristiche sono elencate in ordine d'importanza.

Si vede così che il legno è il primo materiale se si considera, in primo luogo la facilità di costruzione e, di seguito, la leggerezza.

Questo spiega perché l'elica fissa in legno è, da sempre, così diffusa.

Invece, il primo materiale per leggerezza e stabilità dimensionale è il composito.

Come materiale, il composito è un prodotto tecnologico (non naturale).

Più in particolare, esso è una combinazione strutturata di fibre molto resistenti e di resina legante, il tutto è anche caratterizzato da una limitata densità.

Usando fibre mono-orientate è possibile ottenere materiale composito con resistenza specifica, superiore a quella di tutti i materiali.

La principale limitazione all'uso dei compositi è il costo tecnologico.

Infatti, per ottenere risultati validi, rispetto alle altre soluzioni, il composito richiede, esperienza specialistica sia di progettazione che di tecnica costruttiva.

L'alluminio è terzo in linea di interesse a causa della sua maggiore densità, mentre l'acciaio è ultimo per lo stesso motivo.

Naturalmente, oltre alla pala, occorre realizzare anche le altre parti, per le quali la caratteristica di resistenza/peso diventa pari o secondaria rispetto ad altre qualità come, per esempio, la precisione di lavorazione.

Così, sempre con riferimento alla tabella sopra riportata, risulta preferibile l'alluminio per la realizzazione del corpo del mozzo (minor densità + precisione di lavorazione).

Analogamente, per ancorare le pale al meccanismo si potrebbe usare l'alluminio (per la sua minor densità), ma la pratica mostra che è preferibile l'acciaio bonificato per una maggior garanzia di omogeneità del materiale e, quindi, d'affidabilità.

Riassumendo le varie considerazioni, s'ottiene quindi la seguente tabella delle combinazioni di materiali da utilizzare.

Materiale				
	Legno	Composito	Alluminio	Acciaio
Parte Elica				
Pala	xx	xxxx		
Corpo del Mozzo			xxxx	xx
Gambo della Pala			xxx	xxxx

Come mostra questa seconda tabella, per ogni parte dell'elica vi sono due materiali disponibili, dei quali uno risulta il più vantaggioso.

L'elica ottimale è quindi la combinazione delle soluzioni più vantaggiose delle singole parti.

Pertanto, essa è composta da:

- Pala in composito
- Mozzo in alluminio
- Gambo pala in acciaio

E' da tener presente che ogni materiale individua un'ampia gamma di tipi al suo interno.

In seconda approssimazione, quindi, la scelta dei materiali deve individuare, per ogni pezzo, il particolare tipo di quel materiale, che rende massimo il vantaggio complessivo sul materiale concorrente.

Le soluzioni strutturali possibili sono certamente numerose.

Avendo fissato, come primo criterio tecnico, la massima affidabilità strutturale nei suoi aspetti (resistenza e funzionalità), l'elica a passo variabile avrà i seguenti requisiti principali:

- resistenza nettamente superiore alle massime sollecitazioni d'esercizio, misurata dal "fattore di sicurezza"
- resistenza a fatica di lunga durata, misurata dal TBO

- variazione di passo accurata, rapida e con basso sforzo, misurata in gradi/sec
- controllo del passo semplice e sicuro

Naturalmente il tutto è da ottenere con il minimo peso.

In questa logica la costituzione della pala è determinante per tutto il resto della costruzione.

In effetti, l'uso dei compositi consente di posizionare il materiale resistente nelle zone degli sforzi e nelle quantità richieste.

Così è possibile realizzare la pala leggera all'apice e via via più consistente procedendo verso il gambo d'ancoraggio al mozzo, in accordo con l'aumento degli sforzi.

Internamente, la pala potrebbe essere vuota.

Tuttavia, l'esperienza dei compositi mostra che la struttura più rigida a parità di peso si ottiene con un'anima di materiale a bassa densità rivestita da un sottile spessore di composito.

La fase di progettazione strutturale definisce quindi la distribuzione della struttura portante nelle diverse aree della pala e ne determina la quantità necessaria.

Come metodo, per mantenere al minimo il peso, si calcola lo spessore di composito partendo dall'apice e determinando la quantità di materiale portante (fibra) necessaria a supportare la parte più esterna, che risulta appesa durante la rotazione.

Il calcolo viene effettuato assumendo un fattore di sicurezza pari a 10, sulle massime sollecitazioni della pala e dei componenti metallici (mozzo, gambo e cuscinetti).

Di conseguenza, i componenti lavorano sempre al di sotto di 1/10 della loro resistenza, anche al carico massimo.

Questa condizione operativa è di fondamentale importanza in relazione alla lunga durata di esercizio.

La forma della pala rende la costruzione in composito tanto più laboriosa quanto più la si vuole leggera.

In particolare, agli inizi, si realizzavano le due superfici separatamente, sui rispettivi stampi, per poi passare all'incollaggio dei due semigusci, ottenendo così la pala finita.

Non si considerava che la linea di incollaggio è una linea di debolezza a causa delle minori caratteristiche meccaniche dei collanti, che risultavano molto inferiori a quelle del composito.

Non sono rari i casi di pale a due gusci che hanno dato problemi in fase di volo a causa del cedimento della linea d'incollaggio lungo i bordi.

Il superamento di questo problema è costituito dalla pala a struttura integrale dove il composito avvolge con continuità tutta la sezione e non presenta linee d'incollaggio lungo i bordi.

In conclusione, la struttura della pala consiste in un'anima interna in materiale espanso, dentro e intorno alla quale viene stratificato il materiale composito portante.

Il composito è costituito da fibra e tessuto di vetro legati da resina.

Si nota che, impiegando la fibra di carbonio invece che il vetro, la pala sarebbe ulteriormente più leggera a causa della minore densità di questa fibra.

Tuttavia, è noto che il carbonio è completamente inerte alle reazioni e non aderisce alla resina, diversamente dal vetro.

Per questo aspetto, la fibra in carbonio darebbe minori garanzie per la tenuta alla “delaminazione” tra gli strati di composito e, quindi, non viene impiegata.

La foto sotto riportata mostra la struttura avvolgente del composito intorno alla pala prima dell'applicazione della pelle di carbonio.



Questa seconda immagine, mostra la pala finita.



Il mozzo e le parti interne necessarie, sono realizzate su stazioni di lavoro automatiche a controllo numerico, a partire da disegni costruttivi di dettaglio.

L'aspetto di rilievo in questa parte, è costituito dall'esigenza di precisione dimensionale richiesta in alcune parti dei pezzi.

Questa esigenza è fondamentale per ottenere l'allineamento delle pale e la variazione del passo accurate e prive di gioco meccanico.

Per garantire questo risultato, le parti critiche vengono realizzate con precisione di classe (h-g 7).

I componenti esterni sono trattati chimicamente per preservare il metallo dai fenomeni ossidativi.

Nella foto seguente si osserva l'aspetto finito del mozzo.



Il motore elettrico che effettua le variazioni di passo viene alloggiato nel corpo centrale.

Vengono montati i fine corsa e il corpo viene alloggiato all'interno del mozzo.

Le pale vengono alloggiare nelle rispettive sedi, all'interno del mozzo, mentre l'anello di serraggio che le collega al mozzo, viene avvitato e stretto a coppia fissata.

Le viti di bloccaggio dell'anello vengono serrate.

6.3 INVERTER

Un inverter propriamente detto, è un apparato elettronico in grado di convertire una corrente continua in una corrente alternata.

Esso è funzionalmente il dispositivo antitetico rispetto a un rettificatore o raddrizzatore di corrente, è alimentato con corrente continua, e dà una corrente alternata in uscita.

Con lo stesso termine nel linguaggio comune s'intende anche un gruppo "raddrizzatore-invertitore", alimentato a corrente alternata ed utilizzato invece per variare la tensione e la frequenza della corrente alternata in uscita, rispetto a quella in entrata (ad esempio per l'alimentazione di macchine motrici nelle applicazioni a carico regolabile ma costante nel tempo).

Le applicazioni possono essere molteplici:

- nei gruppi di continuità, convertono la tensione fornita dalla batteria in corrente alternata;
- nell'industria, sono usati per regolare la velocità dei motori elettrici;
- nella trasmissione d'energia elettrica, convertono l'energia in corrente continua trasferita in alcuni elettrodotti per essere immessa nella rete in corrente alternata.
- nell'utilizzo di pannelli fotovoltaici, consente di trasformare la tensione continua in tensione alternata da poter utilizzare in ambito domestico o immettere sulla rete di distribuzione
- per realizzare un'alimentazione switching, per la trasformazione in corrente continua, con notevoli vantaggi in termini d'efficienza, d'ingombro e di peso
- in campo aerospaziale sono utilizzati per fornire agli apparati avionici degli aeromobili, una corrente alternata altamente stabile anche se fornita da batterie (in caso di avaria elettrica)

Il tipo più semplice d'inverter consiste in un oscillatore che pilota un transistor, il quale genera un'onda quadra aprendo e chiudendo un circuito.

L'onda è quindi applicata ad un trasformatore, che fornisce all'uscita, la tensione richiesta arrotondando in qualche misura l'onda quadra.

Spesso al posto del transistor comune, sono utilizzati dispositivi più efficienti quali il MOSFET, il tiristore o l'IGBT.

La forma d'onda quadra generata da questi dispositivi, ha il problema d'essere ricca di armoniche superiori, mentre l'onda sinusoidale della rete elettrica ne è priva.

Ciò comporta una minore efficienza delle apparecchiature alimentate, maggiore rumorosità sia sonora che elettrica, e seri problemi di compatibilità elettromagnetica.

Inverter più complessi, utilizzano diversi approcci, per produrre in uscita una forma d'onda quanto più possibile sinusoidale.

Un circuito elettronico produce una tensione a gradini mediante modulazione d'ampiezza di impulso (PAM), quanto più possibile vicina ad una senoide.

Il segnale, detto senoide modificata, viene livellato da condensatori e induttori posti all'ingresso ed all'uscita del trasformatore, per sopprimere le armoniche.

Gli inverter migliori e più costosi basano il loro funzionamento sulla modulazione di larghezza di impulso (PWM).

Il sistema può essere retro azionato, in modo da fornire una tensione in uscita stabile al variare di quella di ingresso.

Per entrambi i tipi di modulazione la qualità del segnale è determinato dal numero di bit impiegati, si va da un minimo di 3 bit a un massimo di 12 bit, in grado di descrivere con ottima approssimazione la senoide.

Nei motori asincroni, e a maggiore ragione nei motori sincroni, la velocità di rotazione è direttamente legata alla frequenza della tensione d'alimentazione.

Nell'industria, ovunque sia necessario variare la velocità di un motore, vengono usati inverter da corrente alternata a corrente alternata (CA-CA).

In questi sistemi la tensione in entrata viene dapprima convertita in corrente continua, da un raddrizzatore e livellata da condensatori, quindi applicata alla sezione d'inversione.

Di fatto trattasi di sistemi "raddrizzatori-invertitori" anche se vengono comunque indicati solamente come "inverter" (vale a dire solamente "invertitori").

Lo scopo di questa doppia operazione, è unicamente quello di variare la frequenza a piacere entro un intervallo prestabilito, e non è necessaria la presenza di un trasformatore, poiché non è necessario variare il valore della tensione in uscita, che rimane uguale a quella in ingresso.

La frequenza d'uscita è determinata nei casi più semplici da un segnale analogico, fornito all'inverter per esempio da un potenziometro, oppure da un segnale digitale inviato da un PLC.

Nella mia trattazione impiegherò due tipologie d'inverter:

- Inverter fotovoltaici
- Inverter "classico"

Gli inverter fotovoltaici, sono un tipo particolare d'inverter, progettati espressamente per convertire l'energia elettrica sotto forma di corrente continua, prodotta da moduli fotovoltaici, in corrente alternata da immettere direttamente nel sistema d'alimentazione dell'impianto.

Queste macchine estendono la funzione base di un inverter generico, con funzioni estremamente sofisticate e all'avanguardia, mediante l'impiego di particolari sistemi di controllo software e hardware, che consentono d'estrarre dai pannelli solari la massima potenza disponibile in qualsiasi condizione meteorologica.

Questa funzione prende il nome di MPPT, un acronimo d'origine inglese che sta per Maximum Power Point Tracker.

I moduli fotovoltaici infatti, hanno una curva caratteristica V/I, tale che, esiste un punto di lavoro ottimale, detto appunto Maximum Power Point, dove è possibile estrarre la massima potenza disponibile.

Questo punto della caratteristica, varia continuamente in funzione del livello di radiazione solare, che colpisce la superficie delle celle, come vedremo nel paragrafo apposito.

È evidente che un inverter in grado di restare "agganciato" a questo punto, otterrà sempre la massima potenza disponibile in qualsiasi condizione.

Ci sono svariate tecniche di realizzazione della funzione MPPT, che si differenziano per prestazioni dinamiche (tempo di assestamento) e accuratezza.

Sebbene la precisione dell'MPPT sia estremamente importante, il tempo d'assestamento lo è in taluni casi, ancora di più.

Mentre tutti i produttori d'inverter riescono ad ottenere grande precisione sull'MPPT (tipicamente tra il 99-99,6% della massima disponibile), solo in pochi riescono ad unire precisione a velocità.

È infatti nelle giornate con nuvolosità variabile che si verificano sbalzi di potenza solare ampi e repentini, con variazioni da 100 W/m² a 1000-1200 W/m² in meno di 2 secondi, in queste condizioni, assai frequenti, un inverter con tempi di assestamento minori di 5 secondi riesce a produrre fino a l 5%-10% di energia in più di uno lento.

Nel mio caso tale fenomeno è comunque ridotto, vista la quota di volo di 25000 m, dove la presenza di corpi nuvolosi è assai ridotta.

Alcuni inverter fotovoltaici sono dotati di stadi di potenza modulari, e alcuni sono addirittura dotati di un MPPT per ogni stadio di potenza, in questo modo i produttori lasciano all'ingegneria di sistema, la libertà di configurare un funzionamento master/slave o a MPPT indipendenti.

L'utilizzo di MPPT indipendenti, fornisce un vantaggio oggettivo, in condizioni d'irraggiamento non uniforme dei pannelli, infatti, non è infrequente che la superficie dei pannelli solari sia esposta al sole in modo difforme su tutto il campo.

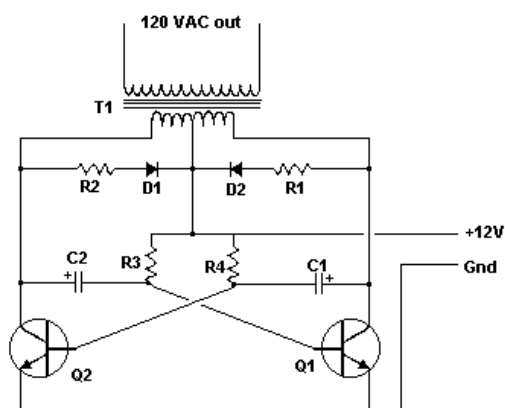
In questo caso, l'utilizzo di un solo MPPT porterebbe l'inverter a lavorare fuori dal punto di massima potenza e conseguentemente la produzione d'energia ne sarebbe danneggiata.

Note le caratteristiche degli inverter, ho ritenuto fondamentale, utilizzarne come segue:

- Un inverter di tipo fotovoltaico, che fornisce energia al sistema, alimentando le celle ad idrogeno e i motori
- Un inverter per ogni motore, questo mi permetterà di poter modulare la tensione in ingresso ai motori, permettendomi la variazione del numero di giri.

Per la mia applicazione sarà necessario far costruire inverter adatti all'utilizzo.

Di seguito riporto un esempio di schema di funzionamento e una foto di come si presentano.



7 ALIMENTAZIONE DEL MOTORE

Per l'alimentazione del motore elettrico e della strumentazione di bordo, sono necessari degli accumulatori d'energia.

Nel panorama degli accumulatori, quelli che trovano maggior impiego, sono quelli di natura elettrochimica.

Il grande sviluppo che hanno avuto i sistemi d'energia alternativa, è nata per soppiantare i vecchi ed inquinanti sistemi d'alimentazione con combustibili fossili.

Tra le varie alternative quelle che hanno avuto più successo e quindi più sviluppo sono le batterie e le fuel cells.

In entrambe, l'energia è generata grazie alla conversione d'energia chimica, per mezzo di reazioni d'ossidazione-riduzione tra catodo e anodo.

La differenza tra i due è la seguente:

- Batterie: sistema “chiuso” l'immagazzinamento e la conversione avvengono nello stesso compartimento, ovvero la batteria.
- Fuel Cells: sistemi “aperti”, anodo e catodo sono interni alla struttura, ma, la reazione avviene fuori dalla cella .

7.1 CELLE AD IDROGENO O FUEL CELLS:

Rispetto alle comuni pile elettriche, le celle a combustibile si differenziano in quanto sono basate su una reazione di combustione, il cui combustibile è l'idrogeno H_2 e il comburente è l'ossigeno O , mentre il prodotto finale è acqua H_2O .

Gli elettrodi, l'anodo e il catodo, sono immersi in un elettrolita che può essere di vario tipo, che vedremo successivamente in dettaglio.

L'erogazione d'energia elettrica prosegue finché la cella viene alimentata con il combustibile all'anodo e con un comburente al catodo.

I due reagenti non entrano in contatto direttamente fra loro, ma attraverso la mediazione dell'elettrolita.

Gli impianti completi sono formati, oltre che dalla cella, da un sistema “reformer” per produrre idrogeno che si ricava a partire dai vari tipi di combustibili a disposizione.

Accanto al vantaggio di sfruttare praticamente tutti i tipi di combustibili in modo pulito, le celle ad idrogeno ne offrono altri:

- estrema varietà di potenza installabile, da qualche kW fino a 100 kW
- minima rumorosità
- efficienza energetica

Occorrono comunque ancora alcuni miglioramenti tecnologici per rendere le celle economicamente competitive con le tradizionali fonti di energia.

FUNZIONAMENTO

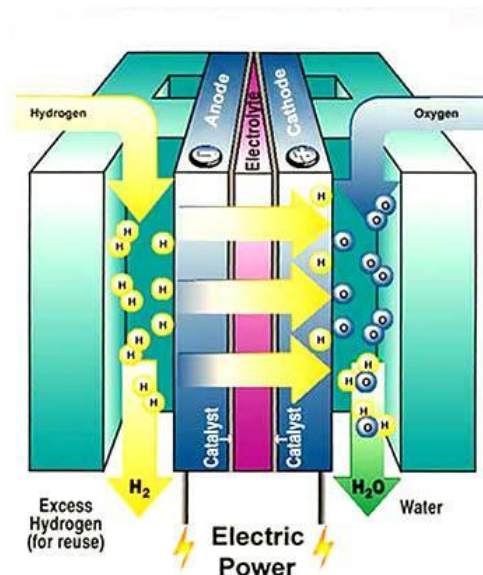
La struttura di una cella è molto semplice, essa è composta da tre strati .

Il primo è l'anodo, il secondo è l'elettrolita e il terzo è il catodo.

L'anodo e il catodo servono da catalizzatori, mentre lo strato intermedio consiste in una struttura di supporto che assorbe l'elettrolita stesso.

Nei vari tipi di celle a combustibile vengono usati differenti elettroliti, gassosi, liquidi ed infine a struttura membranosa.

Ecco come si presenta una cella:



Poiché una singola cella genera una tensione molto bassa, per ottenere tensioni maggiori, diverse celle vengono impilate, prendendo il nome di “stack”.

Il processo che si svolge in una cella a combustibile è inverso di quello dell'elettrolisi, dove l'acqua con l'impiego di energia elettrica, viene decomposta nei suoi componenti, quali idrogeno e ossigeno.

Una cella a combustibile inverte questo processo e unisce i due componenti producendo acqua.

In questo processo viene liberata la stessa quantità d'energia elettrica che è stata impiegata per la decomposizione, almeno teoricamente, perché in realtà un po' d'energia viene dispersa a causa di altri processi fisico-chimici.

Nell'idrogeno è quindi immagazzinata energia elettrica, ma si può anche dire che l'idrogeno è un gas che consente l'accumulo di energia elettrica, che può essere liberata con l'uso di una cella a combustibile.

Nel processo di ricomposizione dell'acqua si usa normalmente l'aria e non l'ossigeno puro che, pertanto, non deve essere immagazzinato.

Esistono differenti tipi di celle che si distinguono per la loro struttura e il loro funzionamento.

TIPOLOGIE DI CELLE

Le famiglie principali di fuel cells sono sei e si differenziano in base ai materiali che le compongono e alla reazione chimica che sta alla base del loro funzionamento.

In genere la classificazione più usata è quella che distingue le celle a combustibile in base al tipo di elettrolita usato al loro interno.

L'impiego di una famiglia piuttosto di un'altra dipende dalle condizioni operative e dalle applicazioni.

Le raggruppiamo nel modo seguente:

- ad elettrolita alcalino
- a membrana polimerica a scambio protonico
- ad alimentazione diretta di metanolo
- ad acido fosforico
- a carbonati fusi
- ad ossidi solidi

FUEL CELL AD ELETTROLITA ALCALINO

Le prime applicazioni pratiche delle celle alcaline sono state su veicoli spaziali, nei quali queste "pile" hanno costituito un sicuro e autonomo mezzo per generare l'energia elettrica richiesta dai vari sistemi di bordo: comunicazioni, dispositivi di guida, strumenti di controllo, apparati di climatizzazione degli ambienti e illuminazione.

Questa cella, con prestazioni che ancor oggi sono considerate eccezionali, è stata usata nella missione Apollo, nel programma Space shuttle ed era stata programmata per essere impiegata nel progetto European Hermes.

Un primo prototipo da 5 kW è stato sviluppato nel 1955 sulla base degli studi di Bacon effettuati nel 1932.

Tale prototipo era costituito da un anodo di nichel, un catodo di ossido di nichel e come elettrolita una soluzione acquosa di KOH, e lavorava ad una temperatura e pressione rispettivamente di 200°C e 5 MPa.

Sebbene usando soluzioni di KOH concentrate (85%) è possibile raggiungere temperature di lavoro superiori a 250°C, attualmente, tali celle lavorano al di sotto dei 100°C, usando soluzioni a basse concentrazioni di KOH (35%-50%), poiché non occorre una temperatura elevata per aumentare la velocità di riduzione dell'ossigeno.

Pertanto rientrano nella categoria di fuel cell a bassa temperatura (70°C).

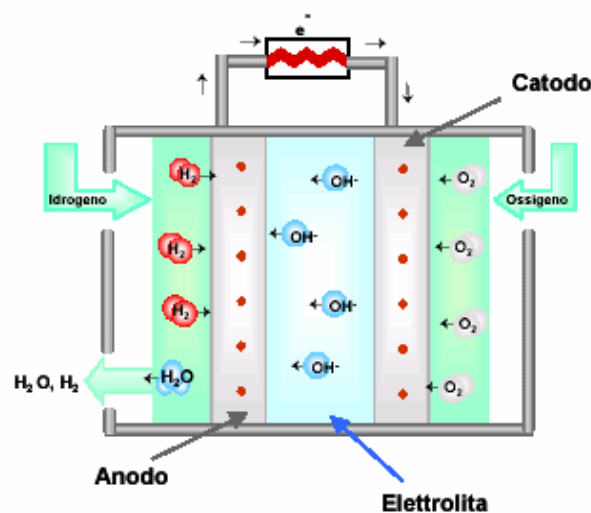
Questa famiglia di celle usa, come elettrolita, una soluzione acquosa di idrossido di potassio trattenuto in una matrice solida (di norma asbesto, varietà di amianto).

La reazione di riduzione dell'ossigeno e di ossidazione dell'idrogeno che avvengono all'interno del mezzo alcalino coinvolgono ioni ossidrilici.

Lo ione ossidrilico formato dalla riduzione catodica dell'acqua migra, attraverso l'elettrolita, verso l'anodo, dove, ricombinandosi con l'idrogeno, appena ossidato, produce acqua.

Il vantaggio di una AFC rispetto agli altri sistemi (PAFC) consiste nel fatto che la riduzione dell'ossigeno a idrossione è molto più veloce dell'equivalente ossidazione dell'idrogeno ad acqua, grazie ad una migliore cinetica ed inoltre presentano una vita più lunga dovuta alla minore aggressività chimica dell'elettrolita presente nei confronti dei materiali costituenti la cella.

Ecco come si presenta:

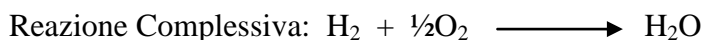
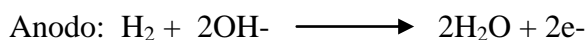
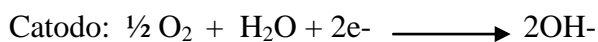


Reazione

Questa famiglia di celle usa, come elettrolita, una soluzione acquosa di idrossido di potassio trattenuto in una matrice solida (di norma asbesto, varietà di amianto).

La reazione di riduzione dell'ossigeno e di ossidazione dell'idrogeno che avvengono all'interno del mezzo alcalino coinvolgono ioni ossidrilici.

Tale ione formato dalla riduzione catodica dell'acqua, migra attraverso l'elettrolita, verso l'anodo, dove, ricombinandosi con l'idrogeno, appena ossidato, produce acqua.



Elettrodi

I primi elettrodi contenevano catalizzatori a base di nichel qualche volta attivati con platino. Rispetto alle celle ad acido fosforico, vi è una più ampia possibilità di scelta di elettrocatalizzatori, compresi elettrodi di nichel, di ossidi di metallo e metalli nobili.

Attualmente vengono usati sia per l'anodo che per il catodo, elettrodi porosi Pt/C ("gas diffusion"), sebbene diversi gruppi di studiosi stanno analizzando altre possibilità.

È stata infatti proposta una lega Pt/Co, che ha dimostrato avere un'attività superiore al platino, per la riduzione dell'ossigeno grazie all'alta densità di corrente di scambio.

Inoltre si stanno analizzando catalizzatori ad Ag e Co per sostituire alcuni o tutti gli elettrodi al Pt.

Elettrolita

L'uso di una soluzione di KOH, come elettrolita, in una matrice stabilizzata è svantaggioso per la maggior parte delle applicazioni.

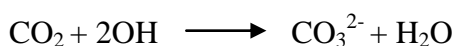
Nonostante ciò, si è da tempo osservato che, facendo ricircolare la soluzione di KOH, il tempo di vita della cella aumenta.

Un "elettrolita circolante", infatti, fornisce una buona barriera contro la perdita di gas e può fungere, all'interno della cella o dello stack, da liquido di raffreddamento, inoltre può essere usato per pulire la cella e rimuovere l'acqua prodotta all'anodo.

Svantaggi

Uno dei maggiori problemi di una AFC è la formazione di carbonati.

L'aria e l'idrogeno, infatti, devono essere altamente puri e quindi vanno depurati da CO₂ e CO, in quanto il primo composto può interagire con l'elettrolita dando la seguente reazione:



La formazione di carbonati, attraverso l'ossidazione del supporto di carbonio presente sull'elettrodo "gas diffusion" (in condizione di circuito aperto), ne intasa i pori diminuendo rapidamente le performance della cella.

Facendo ricircolare la soluzione di KOH, però, si evita la formazione di carbonati, inoltre, l'anidride carbonica può essere rimossa dall'idrogeno e dal flusso d'aria grazie ad un sistema "iron-sponge", che è simile alla reazione di shift che avviene in un reformer.

Un altro processo di rimozione di CO₂ è l'assorbimento swing.

Nonostante tale svantaggio, le AFC rispetto alle altre celle hanno un'alta efficienza elettrica (60%). Questo tipo di fuel cell è stata la prima a essere sviluppata, ma a causa della loro sensibilità alla presenza di anidride carbonica sono state progressivamente abbandonate a favore di altre tipologie di cella.

Rimangono molto promettenti qualora si disponga d'idrogeno puro.

FUEL CELL A MEMBRANA A SCAMBIO PROTONICO

Le fuel cells a membrana polimerica (PEM), utilizzano come elettrolita una membrana polimerica solida, che permette la migrazione degli ioni idrogeno (protoni), ma impedisce il passaggio di elettroni.

Tali celle lavorano a basse temperature, generalmente tra 85°C–105°C e sono state applicate per prime nello spazio.

Il programma Gemini, infatti, utilizzava uno stack di celle di 1kW sia come fonte di energia ausiliare sia per fornire agli astronauti acqua potabile.

La membrana usata nella missione era un polimero di polistirene solfonato, che poi, si è dimostrato poco stabile.

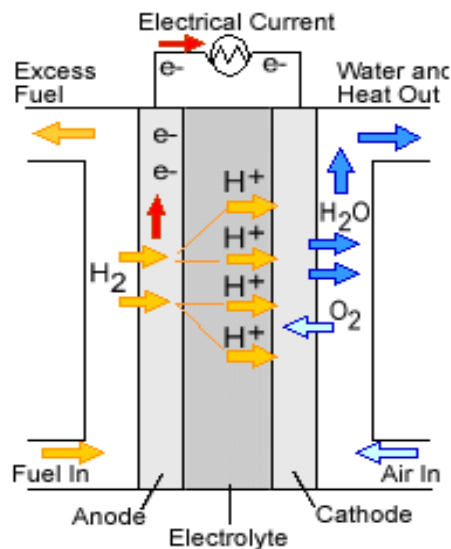
Per tale motivo, nelle missioni successive, la NASA utilizzò le celle ad acido fosforico.

Un notevole passo avanti nel campo delle fuel cells a PEM si fece con l'uso delle membrane Nafion (Membrana).

Queste membrane possiedono un'elevata acidità e conduttività protonica, e sono di gran lunga più stabili delle membrane a polistirene solforata, a differenza delle quali, la membrana Nafion è chimicamente inerte sia negli ambienti riducenti che ossidanti.

Attualmente il Nafion e altri polimeri a base di politetrafluoroetilene (PTEF) sono ancora in fase di studio da parte di molti gruppi di ricerca in tutto il mondo.

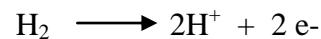
Di seguito è riportato lo schema.



Reazioni

Le reazioni che avvengono in una fuel cell PEM sono le stesse che avvengono per una fuel cell PAFC, entrambi infatti usano un elettrolita acido.

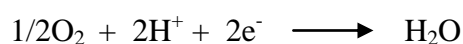
Quando l'idrogeno viene a contatto con l'anodo si ionizza in due ioni H^+ , in questo processo si ha il rilascio di elettroni secondo la reazione:



La membrana scambiatrice, poi, permette il passaggio degli ioni H^+ e lo impedisce invece agli elettroni.

I protoni si spostano quindi attraverso la membrana verso il catodo, contemporaneamente l'ossigeno viene portato al catodo, dove si ricombina con gli elettroni provenienti dal circuito esterno e gli ioni idrogeno, che sono transitati attraverso la membrana.

Si ha, quindi, la seguente reazione:

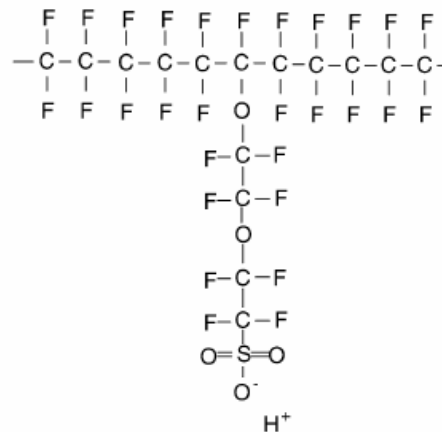


L'acqua prodotta al catodo viene espulsa tramite eccesso di aria.

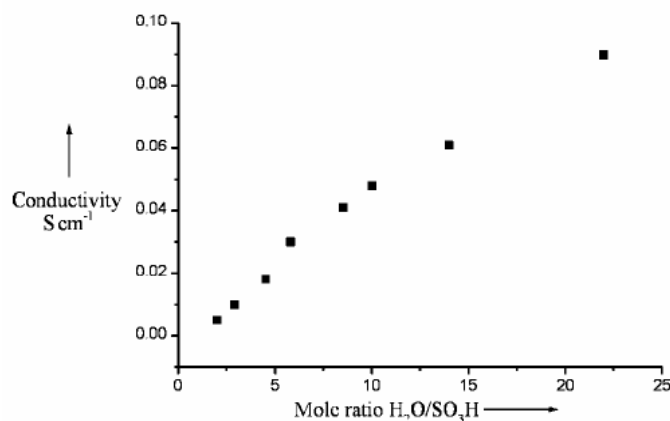
La conducibilità protonica delle membrane è un fattore molto importante all'interno del sistema PEM, per questo, si effettuano continuamente ricerche per trovare membrane migliori e ad alta conduttività protonica.

Membrana

Il maggior elettrolita studiato e impiegato per le fuel cells PEM è il Nafion, prodotto dalla DuPont. Il Nafion ha uno spessore che va dai 50 micron ai 175 micron (un foglio di carta ha lo spessore di 50 micron) ed è costituito da una sequenza principale di molecole di $-CF_2-CF_2-CF_2-$ legate tra loro, come nel Teflon, e da una catena di $-O-CF_2-CF_2-O-CF_2-CF_2-$ che collega la regione precedente a un gruppo di ioni $SO_3^-H^+$.



La conducibilità protonica del Nafion è in stretta relazione con il suo stato idrato, in condizioni di limitata idratazione, il materiale si presenta come scarso conduttore ionico e la sua conduttività aumenta bruscamente con il contenuto d'acqua.

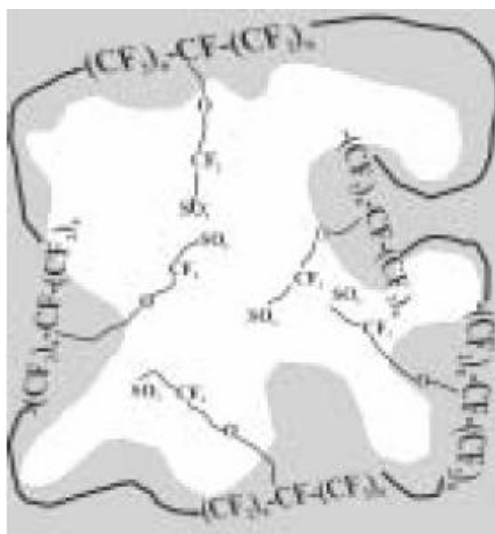


Il fenomeno è dovuto alla particolare struttura del materiale, gli ioni SO_3^- sono connessi permanentemente alla catena e non possono muoversi, mentre quando la membrana viene idratata, gli stessi legano le molecole d'acqua.

Gli ioni idrogeno H^+ possono quindi acquisire mobilità legandosi a loro volta alle molecole acquose presenti, tramite legami d'idrogeno, e muovendosi tra i siti solfonici all'interno della membrana.

Grazie a questo meccanismo la membrana elettrolitica, se opportunamente idratata, è un eccellente conduttore di ioni idrogeno che migrano all'interno della pila dall'anodo verso il catodo in un'unica direzione, senza permettere il passaggio di elettroni, ed è proprio per questo che i gas reagenti vengono umidificati prima d'essere introdotti nella cella.

Questa è inoltre una condizione molto favorevole per il controllo del contenuto d'acqua al catodo, e limita la temperatura operativa a circa 100°C, in quanto non può essere superata la temperatura di ebollizione dell'acqua dato che l'idratazione è una condizione essenziale per la conduttività protonica (Gestione dell'acqua).



Vantaggi nell'uso del Nafion

Il primo è che possiede una struttura resistente e stabile in entrambi gli ambienti, ossidativo e riduttivo, il secondo è connesso alla conduttività protonica che può raggiungere valori elevati, anche alle basse temperature di operatività della cella, riflettendosi sul livello di resistenza della cella stessa che viene portato a regimi molto bassi.

Svantaggi nell'uso del Nafion

Il costo del materiale è molto elevato, alle alte temperature le proprietà della membrana si degradano, a temperature superiori agli 80°C sono stati osservati fenomeni di disidratazione della membrana, di riduzione della conducibilità ionica, di peggioramento dell'affinità con l'acqua, e di perdita di resistenza meccanica.

Tuttavia la possibilità di lavorare a temperature superiori agli 80°C migliora l'operatività della cella: cresce la velocità di reazione, si riducono problematiche legate all'avvelenamento degli

elettrodi da parte del monossido di carbonio, si limita l'utilizzo di catalizzatori molto costosi, e si minimizzano i problemi di "flooding" o inondazione.

Ovvero un'eccessiva idratazione che comporterebbe una saturazione dei pori elettrodi e delle vie di passaggio dei gas in uscita ed in entrata.

Per sostituire il Nafion, sono stati studiati e progettati altri materiali meno costosi, cercando di ottimizzare il più possibile proprietà meccaniche, per aumentarne la durata nel tempo.

Tali materiali presentano numerosi vantaggi: un costo limitato, la possibilità di scelta tra molte tipologie commercialmente valide, la possibilità di rendere funzionale il polimero con gruppi polari, il controllo e la limitazione della loro decomposizione ed infine l'alternativa di poter utilizzare membrane che possano essere riciclate con i metodi convenzionali.

In conclusione sono stati studiati diversi materiali, che possono raggrupparsi in cinque categorie:

- perfluorurati
- parzialmente fluorurati
- non-fluorurati (idrocarburi)
- composti non-fluorurati.

Sono tutti materiali studiati per membrane con degradazione termica in un range di 250°-500°C, assorbimento d'acqua tra 2,5 e 27,5 H₂O / SO₃H, e conduttanza tra 10⁻⁵ e 10⁻²S/cm (Membrane alternative al Nafion).

Gestione dell'acqua

La gestione dell'acqua è uno dei maggiori problemi e di non facile soluzione in una cella PEM.

Infatti, sebbene l'acqua, sia in forma gassosa che liquida, è un prodotto di reazione catodica, non è facile trattenerla nella membrana.

Esiste, tuttavia, un modo per migliorare la gestione dell'acqua che consiste nell'introdurre nella cella gas reagenti umidificati.

All'interno di uno stack in genere si applica un flusso d'acqua raffreddante per umidificare i gas.

Un altro modo di gestione dell'acqua, potrebbe essere l'idratazione diretta della membrana tramite stoppini di fibra porosi.

Resistenti fili di fibre di poliestere, sono posizionati tra la membrana e un sottile film di polimero Nafion e sono pressati a caldo a 150°C, questo assicura alla membrana un approvvigionamento di acqua o dai sistemi umidificatori o dall'acqua prodotta dal catodo usando una differenza di pressione.

Esistono, inoltre, membrane auto-umidificanti generate impregnando la membrana di Nafion con piccole quantità di SiO₂ e TiO₂.

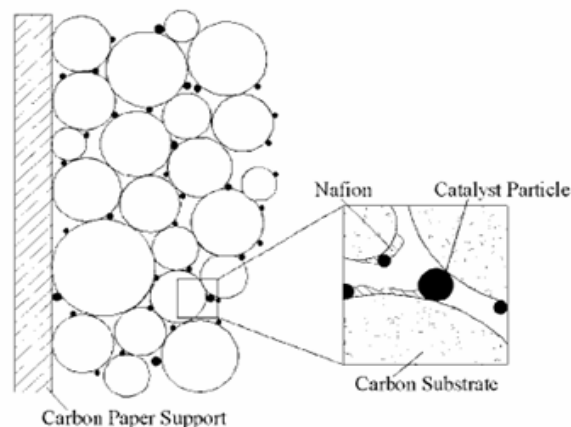
L'acqua formata al catodo e quella trasportata dalla resistenza elettro-osmotica sono assorbiti dalle particelle di ossido, per assicurare l'idratazione della membrana in ogni momento.

Elettrodi

Gli elettrodi per la fuel cell PEM devono essere porosi, per permettere la diffusione dei gas reagenti nelle zone attive, dove il catalizzatore di metallo nobile è in contatto con il conduttore ionico ed elettronico.

La costruzione di elettrodi "gas diffusion", sebbene disponibili commercialmente, è un processo complicato in quanto ogni particolare della loro struttura è importante per le performance della cella.

Esso è costituito da un'interfaccia a tre fasi, in grado di mettere a contatto la riserva di gas da una parte e le particelle di catalizzatore e conduttore ionico dall'altra, favorendo la diffusione del gas attraverso l'elettrolita.



Lo strato a tre fasi, è realizzato disperdendo finemente il catalizzatore su un substrato di carbonio prima che l'elettrodo venga pressato sulla membrana.

Il substrato consiste in uno strato di polvere di carbone, legata con un polimero (Nafion), su di un supporto poroso in fogli di carbone (fibre di carbonio pressate) o in tessuto di carbone (fibre carboniose intrecciate in un materiale simile ad un tessuto).

Il supporto in tessuto di carbone, in genere mostra una velocità di permeazione al gas superiore rispetto ai fogli di carbone, infatti l'uso di un supporto in tessuto di carbonio al catodo, può aumentare la densità di potenza oltre il 20% rispetto ai fogli di carbonio.

I supporti in foglio di carbonio comunque forniscono una maggiore stabilità e rigidità all'elettrodo.

Quando vengono usati gas umidificati o una miscela di acqua e metanolo, l'elettrodo deve essere sufficientemente idrofobico per evitare l'inondazione dei pori, questa idrofobicità può essere fornita dall'introduzione di politetrafluoroetilene combinato con il Nafion.

Catodo

Nonostante siano stati studiati diverse varietà di catalizzatori di metallo non-nobile, i migliori catalizzatori sono quelli a base di platino.

Il platino disperso sul carbonio ha dimostrato avere buone performance, ma a causa delle basse temperature che rendono lenta la reazione di riduzione dell'ossigeno, è necessario utilizzare elevate quantità di metallo catalizzatore.

Poiché il platino è molto costoso, si è cercato di aumentare il più possibile la superficie di assorbimento utilizzando particelle molto piccole, del diametro di qualche nm (3-10nm), in modo da poter ridurre la sua quantità.

Vari gruppi di ricerca hanno compiuto studi su materiali meno costosi e catalizzatori migliori.

Catalizzatori di metallo non nobile, possono essere preparati dalla pirolisi dell'acetato di ferro, assorbito sulla dianidride perilene-tetracarbossilica in una miscela di gas Ar/H₂/NH₃ a 900°C.

Anodo

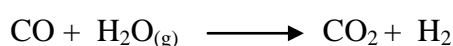
Il catalizzatore presente nell'anodo di fuel cells a basse temperature è responsabile della reazione di ossidazione del combustibile.

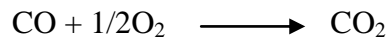
In un sistema ideale, i catalizzatori di platino sono ottimali, perchè il flusso di combustibile è costituito da idrogeno puro, sfortunatamente, nella maggior parte dei sistemi reali, il flusso di combustibile contiene tracce di alcuni elementi o composti tipo CO, S, e NH₃ che sono da considerarsi come veleni per le fuel cells a basse temperature.

L'avvelenamento è dovuto all'assorbimento di specie sui siti attivi del catalizzatore, che diminuiscono i siti per l'ossidazione dell'H₂.

Poiché CO si assorbe facilmente sul catalizzatore platino, la superficie del catalizzatore può essere riattivata ossidando CO a CO₂.

Tuttavia, per evitare la contaminazione da CO delle celle, l'idrogeno in uscita dal fuel processor (dispositivo che trasforma il combustibile idrocarburico in gas ricco di idrogeno) viene sottoposto a due trattamenti (water-gas shift e ossidazione selettiva), che convertono CO a CO₂ arricchendo il gas di idrogeno puro:





Dagli studi effettuati da diversi ricercatori si evince che elettrodi migliori, tolleranti il CO, sono costituiti da leghe a base di platino.

Un esempio sono gli anodi costituiti da una lega di Pt/Ru oppure da leghe terziarie tipo Pt/Ru/X, in cui X può essere uno di diversi metalli.

Ad esempio, la lega Pt/Ru/W, ha mostrato un aumento della tolleranza di CO superiore al catalizzatore Pt e al Pt/Ru.

Gli effetti del Ru sull'attività catalitica del platino sono dovuti alla sua abilità a dissociare l'acqua rendendo quindi più semplice l'ossidazione di CO a CO₂.

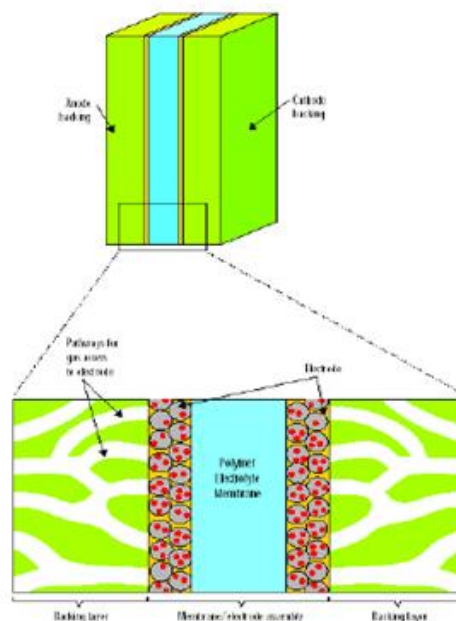
Il meccanismo bifunzionale consiste nell'assorbimento di ossidi sulla superficie del rutenio, che permette la produzione di OH_{ads}.

Queste specie servono poi da sorgente per l'ossidazione completa di CO a CO₂ (il legame Ru-O è abbastanza debole da permettere a OH_{ads} di reagire con CO).

Assemblaggio della membrana (MEA)

All'interno di ogni singola cella i due elettrodi, l'anodo e il catodo, fanno come da "sandwich" per la membrana, infatti vengono legati a caldo su entrambi i lati della membrana Nafion, quando questo si trova allo stato rifuso, per comporre l'assemblato membrana-elettrodo.

Il Nafion rifuso, originato da una sua soluzione, può essere miscelato al catalizzatore prima della preparazione dell'elettrodo o addizionato una volta che lo strato sia stato formato.



Le celle a combustibile PEM consentono molte applicazioni che vanno dalla telefonia mobile e dalla cogenerazione (sono in fase di sviluppo dei modelli per piccoli edifici residenziali e grandi edifici come, per esempio, ospedali) fino ai motori per veicoli (automobili, minibus e bus).

FUEL CELL AD ALIMENTAZIONE DIRETTA DI METANOLO

E' una tipologia simile alle celle PEM, poiché l'elettrolita è una membrana polimerica.

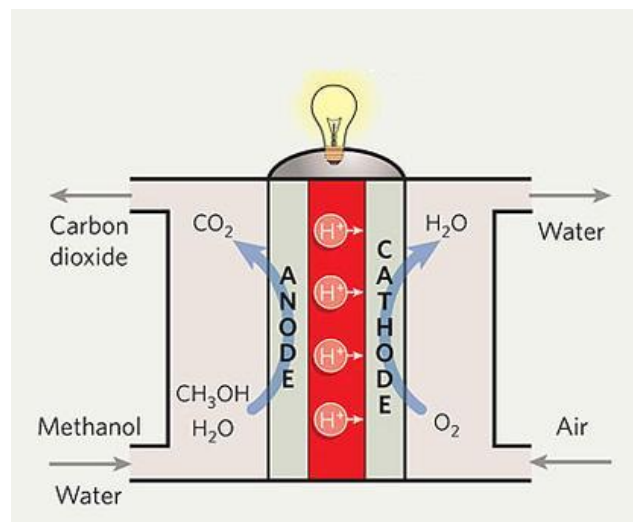
A differenza delle PEM, però, esse non sono alimentate ad idrogeno, ma da metanolo.

Non è più necessario disporre di un reformer che ricavi idrogeno da un combustibile tradizionale.

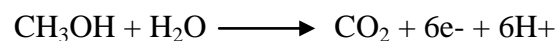
Questo tipo di celle sono ancora in fase di sviluppo e funzionano tra i 60° e gli 80°C, valori interessanti per quanto riguarda le applicazioni sugli autoveicoli.

Per l'attivazione e il mantenimento delle reazioni è necessaria una quantità più elevata di materiale catalizzatore rispetto alle PEM a idrogeno.

I catalizzatori generalmente usati sono Platino e Rutenio.



Le reazioni all'anodo sono:



Le reazioni al catodo:



Vantaggi

Il maggior vantaggio di questa soluzione è che la diffusione del metanolo è già buona, dunque, non bisognerebbe aspettare la lenta creazione di una rete di distribuzione d'idrogeno.

Le applicazioni sono variegata: non si parla solo di settore automobilistico, ma anche del mondo dell'elettronica, poiché una cella singola produce un potenziale di 1,21 W, il che ben si adatterebbe a telefonini, computer, telecamere.

Svantaggi

Gli svantaggi sono: la richiesta di quantità maggiori di catalizzatori, la produzione di CO come prodotto intermedio della reazione, che tende ad avvelenarle.

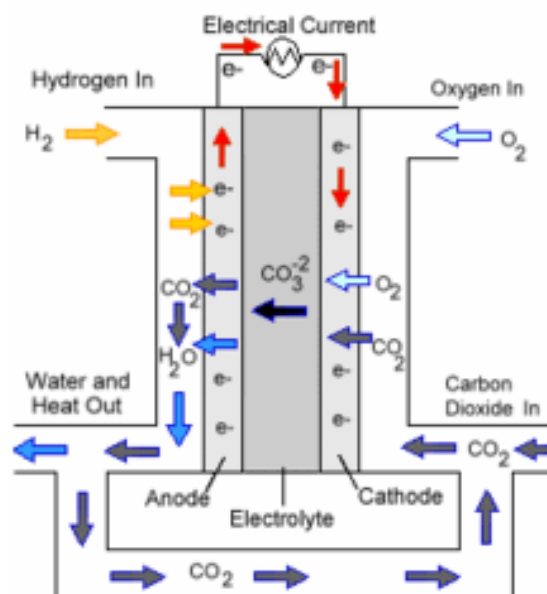
La produzione di CO₂, invece, pur essendo esigua, va controllata per non creare problemi ambientali e può essere ridotta del 20% mediante opportuni catalizzatori.

FUEL CELL A CARBONATI FUSI

Le fuel cell a carbonati fusi (MCFC) fanno parte delle categoria di fuel cell che lavorano a temperatura elevata.

L'alta temperatura di funzionamento, permette loro d'essere alimentate direttamente con il gas naturale, senza l'esigenza del reforming del combustibile, e di essere usate con gas combustibile come il metano.

Sviluppate nella metà degli anni '60, hanno incrementato nel corso degli anni le loro prestazioni, aumentando la resistenza fino a raggiungere rendimenti elettrici del 60% (riferiti al poter calorifico del metano).



Le MCFC lavorano secondo principi abbastanza diversi rispetto alle altre fuel cell.

Queste usano un elettrolita composto da una miscela fusa di sali di carbonato, attualmente sono usate due miscele: carbonato di litio e carbonato di potassio, o carbonato di litio e carbonato di sodio inseriti in una matrice porosa costituita d'alluminato di litio.

Per arrivare alla fusione dei sali di carbonato e realizzare l'alta mobilità degli ioni attraverso l'elettrolita, le MCFC dovranno funzionare ad alte temperature (650°C).

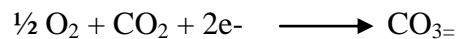
Una volta riscaldati ad una temperatura intorno a 650°C, questi sali si fondono e diventano conduttori, gli ioni (CO_3^{2-}) scorrono dal catodo all'anodo, dove si uniscono con l'idrogeno per dare acqua, anidride carbonica ed elettroni.

Questi elettroni sono indirizzati tramite un circuito esterno di nuovo al catodo, generando corrente elettrica e calore come sottoprodotto.

Anodo



Catodo



L'alta temperatura di funzionamento delle MCFC presenta sia vantaggi che svantaggi, se confrontata alle temperature di lavoro di PAFC e PEMFC.

Il reforming del combustibile del gas naturale, può così avvenire internamente, eliminando l'esigenza di un processing esterno del combustibile.

Vantaggi

Vantaggi supplementari includono la capacità d'usare i materiali standard per costruzione, quali fogli d'acciaio inossidabile che permettono l'uso di catalizzatori al nichel depositati sugli elettrodi.

Il calore prodotto da una MCFC può essere usato per generare vapore ad alta pressione che è impiegato in molte applicazioni industriali e commerciali.

Svantaggi

L'alta temperatura e la chimica dell'elettrolita presentano però anche degli svantaggi.

La prima richiede un tempo significativo per raggiungere le condizioni ottimali di lavoro ed inoltre non può che rispondere lentamente ad una richiesta di variazione dell'alimentazione.

Queste caratteristiche rendono le MCFC più adatte ad applicazioni che richiedono potenza costante. L'elettrolita carbonato può anche causare problemi di corrosione degli elettrodi.

Gli elettrodi

Nella costruzione delle prime celle, erano utilizzati metalli preziosi per gli elettrodi, ma con lo sviluppo della tecnologia, il nichel si è dimostrato adeguato a questo tipo di utilizzo come metallo all'anodo e come ossido al catodo.

Gli elettrodi devono essere porosi per permettere ai gas di reazione di raggiungere l'interfaccia elettrolita-elettrodo e la struttura dei pori è controllata con attenzione per minimizzare la perdita di elettrolita

La reazione agli elettrodi conta su un equilibrio delle pressioni all'interno dei pori.

Catodo

La ricerca va verso il contenimento della dissoluzione di NiO che è esaltata da questo tipo di cella, nonostante siano disponibili ossidi di altri metalli o materiali ceramici che non si dissolvono nell'elettrolita, questi hanno una conducibilità elettrica molto inferiore, e per questo è ancora preferito il NiO composito con altri materiali.

Anodo

Il problema è contenere il "creepage" (crepaggio) del materiale e si fa aggiungendo Cr o Cu in polvere durante la lavorazione del Ni fuso che stabilizza il nichel.

Elettrolita

All'inizio degli anni '90 è stato trovato che, usando una miscela eutettica di $\text{Li}_2\text{CO}_3/\text{K}_2\text{CO}_3$, vi era una concentrazione di ioni potassio nei pressi del catodo che causava una più rapida corrosione con graduale deperimento della cella.

Queste considerazioni hanno spostato l'interesse degli studiosi sulla ricerca di nuovi materiali per l'elettrolita.

Recenti studi hanno indicato la capacità di ioni calcio, bario e sodio di ridurre la corrosività nei confronti del catodo di NiO e vengono aggiunti in quantità variabili.

Questo ha portato ad un allungamento della vita del 15%-20% rispetto al materiale precedente.

Rivestimento

Si utilizzano piastre di acciaio inox rivestite di allumina per assicurare la protezione dalla corrosione nelle zone di guarnizione dove viene fatto fluire il gas.

FUEL CELL AD OSSIDI SOLIDI

Le fuel cell a ossidi solidi (SOFC) utilizzano come elettrolita un materiale allo stato solido e sono, per questo, molto più stabili delle celle a carbonati fusi, in quanto non vi sono problemi di perdita che invece potrebbero presentarsi con un elettrolita liquido.

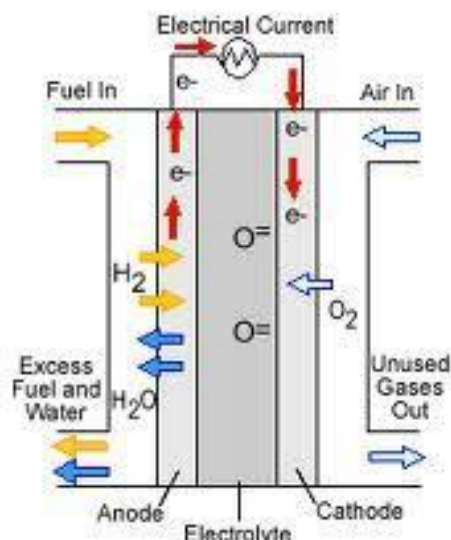
La SOFC è un semplice sistema a due fasi gas-solido, pertanto non presenta problemi relativi alla gestione dell'acqua prodotta dalla reazione, al flooding (“allagamento”) dello strato catalizzatore e alla cinetica troppo lenta (la riduzione dell'ossigeno non richiede l'uso di catalizzatori grazie alla presenza di elevate temperature).

Nonostante ciò, è difficile trovare materiali appropriati, caratterizzati da stabilità termica e chimica, proprietà indispensabili per operare alle alte temperature di lavoro caratteristiche di questa cella (1000°C).

Come per le celle a carbonati fusi, le celle ad ossidi solidi essendo tolleranti alle impurità, consentono il reforming interno del combustibile.

Sono stati, poi, sviluppati diversi modelli di celle a ossidi solidi, i più semplici sono quelli di geometria planare e tubolare, per quanto riguarda i piatti monolitici e a single-chamber sono in fase di studio per applicazioni nelle SOFC.

La notevole disponibilità di calore può essere impiegata per generare energia elettrica supplementare attraverso turbine a vapore, dove possono essere raggiunti rendimenti globali del 60%.



Reazioni

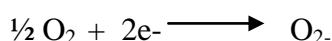
Le reazioni che avvengono all'interno di una cella di SOFC sono differenti da quelli delle celle che operano a basse temperature a causa dell'alta conduttività dell'elettrolita solido verso gli ioni ossigeno (O_{2-}).

Gli ioni ossigeno, vengono prodotti al catodo e migrano attraverso l'ossido solido (più precisamente attraverso le vacanze presenti nella struttura del cristallo) verso l'anodo.

La reazione che avviene all'anodo è la seguente:



Al catodo invece si ha:



Le fuel cell a ossidi solidi hanno gli stessi vantaggi di una fuel cell a carbonati fusi, la presenza di CO e CO₂, infatti, non sono un problema per il buon funzionamento della cella, inoltre, le alte temperature (vengono raggiunti i 1000°C) non rendono necessario l'uso di catalizzatori costosi.

Rispetto a una cella a carbonati fusi, però, l'impiego di un ossido solido, come elettrolita, conferisce a una SOFC ulteriori vantaggi: il materiale solido è molto più stabile e non dà problemi di evaporazione che, invece, potrebbero essere presenti con l'elettrolita liquido di una cella a carbonati fusi.

Catodo

Agli inizi dello sviluppo delle SOFC, è stato osservato che elettrodi di LaSrMnO₃ erano stabili alle condizioni di lavoro della cella e possedevano un'alta attività per la riduzione ad alte temperature dell'ossigeno, tuttavia, a causa del basso coefficiente di diffusione che questo tipo di catodo ha verso l'ossigeno, è più appropriato l'uso di un catodo a due fasi, perché risulta avere un sovra potenziale più basso per la riduzione dell'ossigeno.

Pertanto, dal momento che erano stati condotti studi sull'ossido di zirconio drogato con ittrio al fine di essere utilizzato come elettrolita, si è osservato che un catodo costituito da una miscela di La Sr Mn O₃/Zr O₂-Y₂O₃ forniva una migliore conduttività per gli ioni O²⁻ e possedeva una maggiore area attiva, migliorando così anche l'attività catalitica complessiva a temperature più basse.

Altri materiali studiati per essere usati come catodo sono i perovskite.

Anodo

Gli anodi di una SOFC sono di norma di “cermet” (composto di ceramica-metallo) stabilizzati con Ni.

In genere, gli anodi a base di NiO sono un po' solubili nell'elettrolita $ZrO_2-Y_2O_3$, ma stabilizzano la sua fase cubica.

Mescolando polvere di NiO a $ZrO_2-Y_2O_3$ e resina legante è possibile produrre uno strato funzionale di anodo, sul quale può essere depositato e sinterizzato l'elettrolita $ZrO_2-Y_2O_3$.

Il catodo può essere poi spruzzato su questo strato, formando così una struttura planare di SOFC supportata dall'anodo.

L'anodo nelle SOFC può prender parte al processo di reforming interno o all'ossidazione diretta del combustibile.

Gli elettrodi di rutenio, su supporto di TiO_2 o $LaCrO_3$, invece, sono in grado di riformare localmente CH_4 con il vapore prodotto dall'ossidazione dell'idrogeno che avviene all'anodo.

Gli anodi di $ZrO_2 - Y_2O_3$ drogati con ossido di cerio, infine, hanno mostrato di avere un'alta attività catalitica e una migliore attività ionica ed elettronica degli anodi a base di Ni.

L'aggiunta di MnO_2 a questo anodo aumenta l'adesione tra l'anodo e l'elettrolita di $ZrO_2 - Y_2O_3$ ma diminuisce la performance dell'elettrodo.

Elettroliti

La maggior parte dei materiali ceramici sono sufficientemente conduttivi alle alte temperature di lavoro della cella e favoriscono così il raggiungimento di buone prestazioni.

Gli elettroliti sostenuti da ossido di zirconio hanno dimostrato di essere stabili e di avere una ragionevole conduttività., inoltre, per costruire componenti di cella che resistano alle alte temperature, sono necessari speciali materiali di metallo o ceramica.

Per le applicazioni, dovrebbe essere vantaggioso usare temperature di lavoro più basse, a queste temperature, comunque, occorre considerare catodi migliori ed elettroliti più conduttivi.

Elettroliti a base di ossido di cerio sono più conduttivi di quelli a base di ossido di ittrio e insieme all'acciaio inossidabile, possono fornire un modello di SOFC competitivo.

Design di SOFC

Al fine di migliorare le performance della cella combustibile e i dispositivi riformatori all'interno dello stack, sono stati sviluppati diversi modelli di SOFC.

In base alla struttura è possibile suddividere le SOFC in due tipi differenti :

- substrate-supported

- self-supporting

Nel primo caso è presente un substrato che sostiene elettrodo ed elettrolita fornendo alla cella e allo stack la necessaria stabilità meccanica.

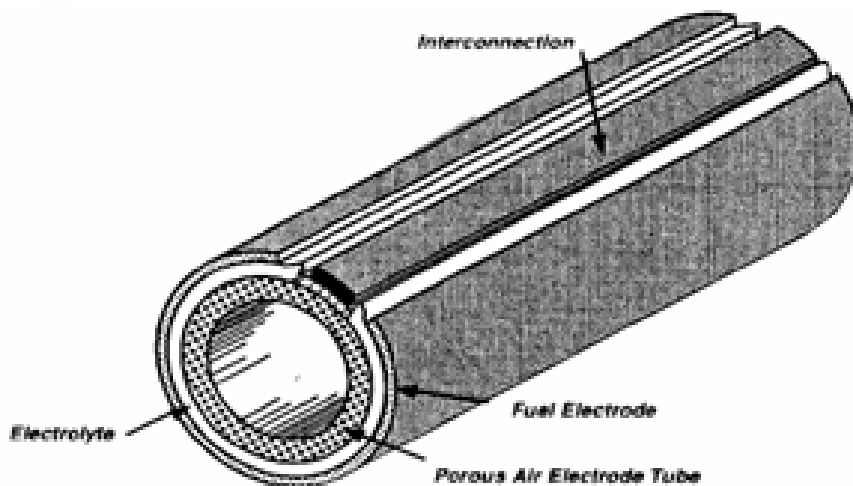
Nel secondo caso l'anodo e il catodo vengono usati come struttura di supporto per gli altri componenti della cella e, pertanto, non viene usato alcun substrato.

In quest'ultimo caso inoltre, l'anodo e il catodo devono essere più spessi di quelli presenti nella cella a substrate-supported per fornire una stabilità meccanica sufficientemente alta.

La geometria tubolare, sviluppata da Westinghouse (ora Siemens- Westinghouse) è senza dubbio il miglior modello conosciuto.

Di esso si possono distinguere due sistemi: quello in cui il flusso del gas è parallelo all'asse di un tubo e quello in cui è perpendicolare.

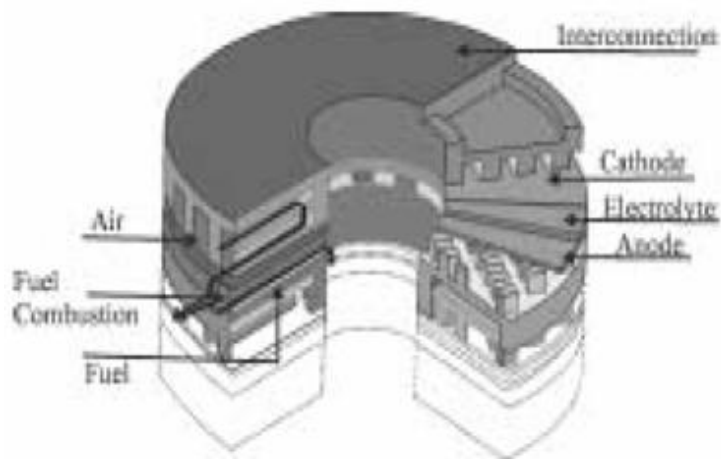
Tali celle semplificano le soluzioni per la distribuzione e la tenuta dei gas ma presentano difficoltà per le dimensioni massime dei componenti ceramici e per i contatti elettrici.



Il modello planare, invece, è molto efficiente e più conveniente di quello tubolare, consente di realizzare contatti elettrici più efficaci ed è compatibile con il concetto di “impilaggio”, è comunque presente il problema di trovare buoni materiali di interconnessione.

Tra i materiali di interconnessione studiati, è stato osservato che a basse temperature l'acciaio inossidabile dà migliori performance, mentre ad alte temperature, possono essere usate leghe di metallo o materiali di ossido di Cr-La.

In un modello planare è possibile rimuovere calore usando un flusso di aria catodica oppure attraverso il reforming interno, dove il calore viene sfruttato per la conversione del combustibile ad H_2 .



La cella monolitica planare combina i vantaggi sia della configurazione planare che di quella tubolare.

Il corpo d'appoggio è costituito da un catodo e da un materiale d'interconnessione, ed è modellato in modo da formare una lunga struttura planare.

Su questa viene spruzzato l'elettrolita che, coprendo completamente il catodo, dà origine ad una sottile pellicola su cui viene poi, costruito l'anodo.

La sottile struttura planare abbrevia i percorsi della corrente, come per tutti gli altri modelli planari, rendendo i contatti elettrici più efficaci ed inoltre è più semplice la realizzazione di uno stack.

Il gas ossidante è isolato nella parte interna dal materiale di interconnessione così non occorre una struttura extra-sigillata, mentre il combustibile è fornito dall'esterno.

Il modello a single-chamber, a seconda della disposizione degli elettrodi sull'elettrolita, può essere di due tipi.

In uno gli elettrodi sono sistemati in ambo i lati dell'elettrolita e la densità di potenza aumenta al diminuire dello spessore dell'elettrolita

Nell'altro gli elettrodi sono posizionati su uno stesso lato dell'elettrolita e sono distanziati di poco l'uno dall'altro.

In quest'ultimo caso la densità di potenza aumenta al diminuire della distanza tra i due elettrodi (la distanza ottimale è di circa 0,5mm).

Il modello a single-chamber, inoltre, supera il problema della separazione dei gas, pertanto sia l'anodo che il catodo stanno a contatto con la stessa miscela di combustibile e aria.

Per questo motivo è necessario avere un catodo che non sia in grado di ossidare il combustibile.

A tale scopo vengono usati catodi di La Sr Mn O_3 (manganito di lantanio drogato con stronzio).

L'anodo, invece, è un elettrodo di ossido di cerio drogato con gallio.

Le performance di questa cella, comunque, sono piuttosto basse.

Le SOFC sono ancora allo stadio di prototipi di piccola potenza e sono destinate ad applicazioni continuative, come le centrali di produzione di energia elettrica, in quanto nel campo dell'autotrazione, la loro resistenza ai cicli di avviamento e spegnimento è ridotta.

SCELTA DELLA FUEL CELLS

Dopo un'attenta analisi delle varie tipologie di celle oggi disponibili sul mercato, si è optato per l'impiego delle Fuel Cells da PEM.

Ecco i vantaggi che queste hanno rispetto alle altre:

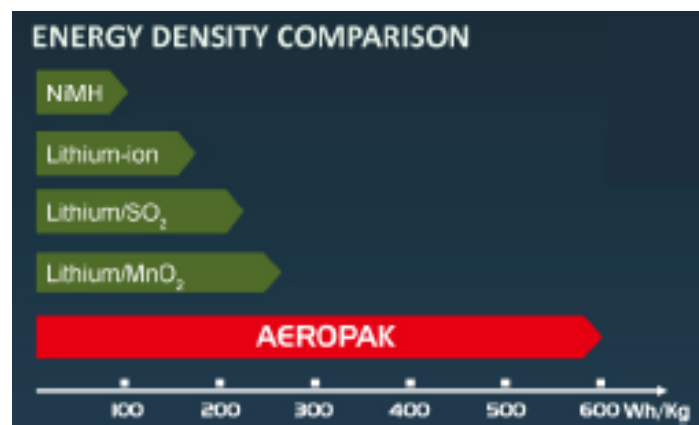
- idrogeno proveniente da serbatoio o da refoemer on-board
- aria ambientale
- nessuna aggiunta di liquidi corrosivi
- leggerezza
- potenza specifica maggiore

Sul mercato, la scelta di un modello di tipo aeronautico non è stata facile, le ricerche mi hanno indirizzato verso un'azienda americana la Horizon Energy Systems.

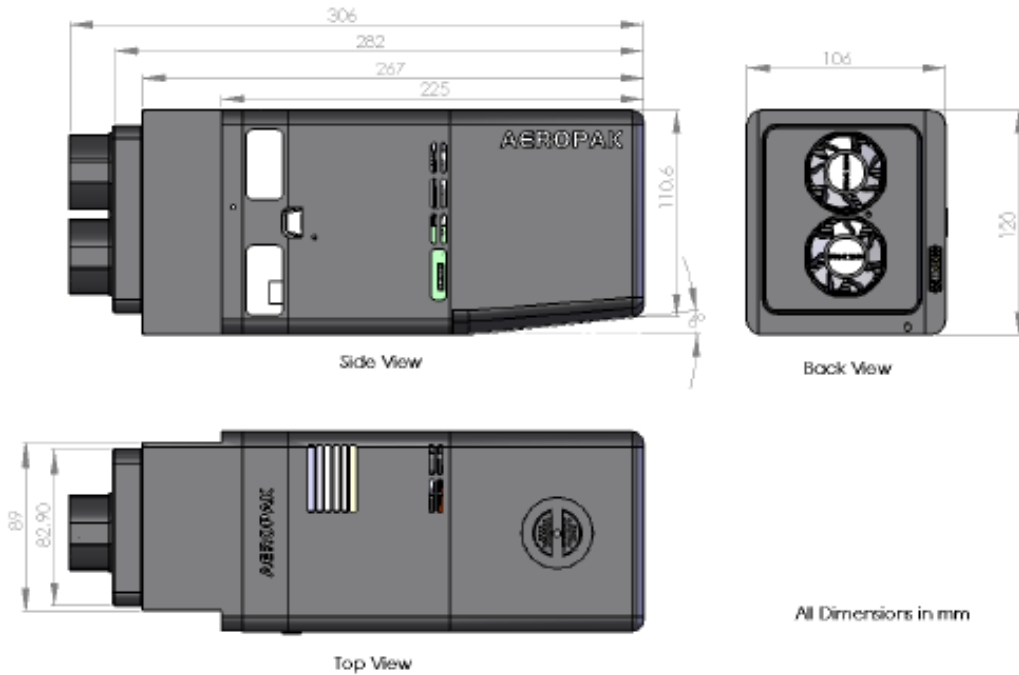
Tra i prodotti che produce, l'attenzione è caduta su Aeropak, ecco le caratteristiche.

Aeropak è una fuel cell da 200W e da una cartuccia idratata da 900Wh.

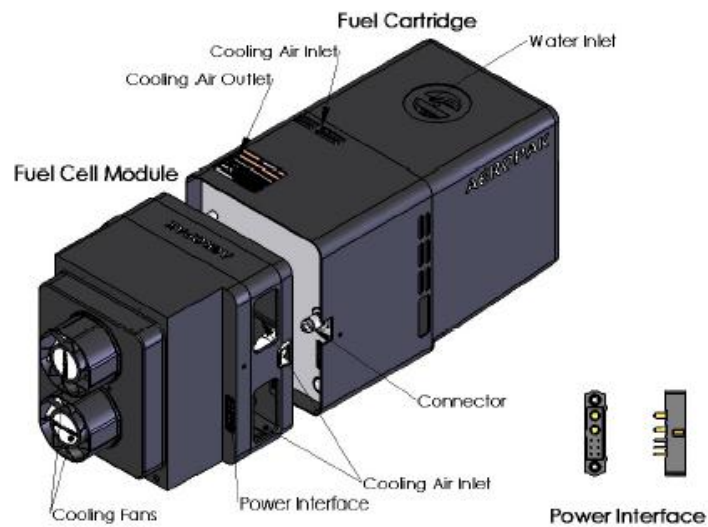
Questo specifico sistema migliora i tempi di volo rispetto alle normali batterie agli ioni di litio, di circa 3 volte.



I disegni sotto riportati, mostrano l'ingombro della cella.

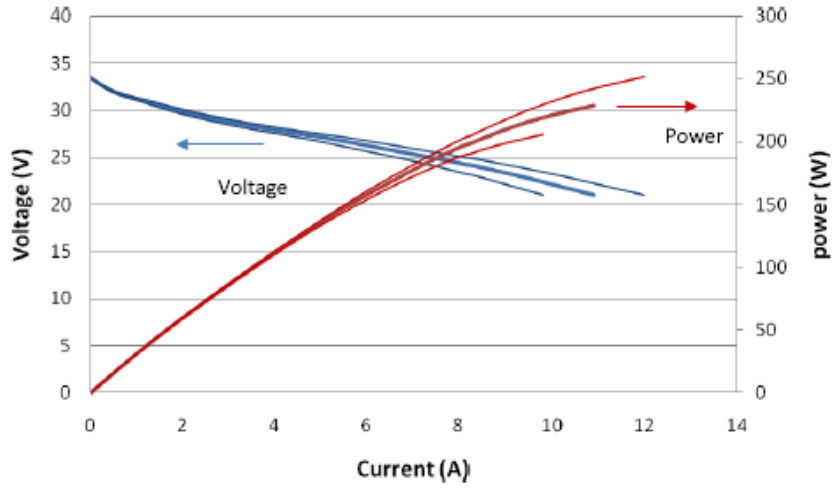


Questa immagine invece, ci fa vedere lo schema di montaggio tra la cella e la cartuccia.

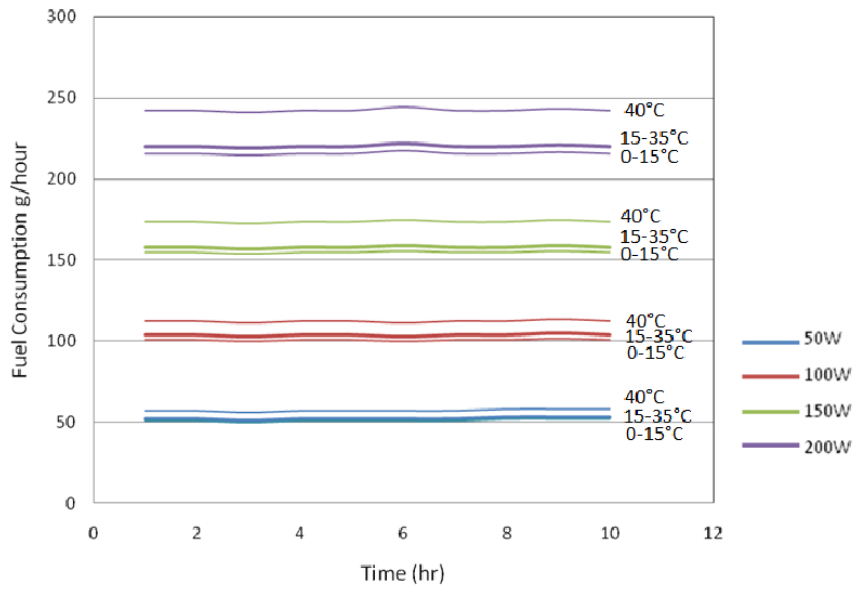


Il grafico della pagina seguente, mette in relazione il voltaggio, la potenza, e la corrente di funzionamento della fuel cell, alle normali temperature.

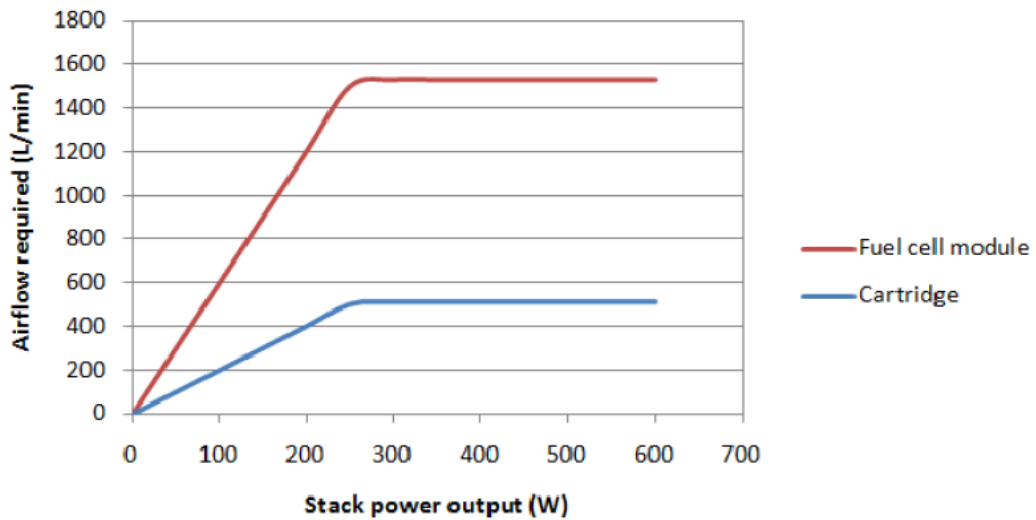
Il sistema è in grado di aumentare la potenza di 200 W del 10%.



Il grafico sottostante invece, mostra l'andamento dei consumi all'aumentare della temperatura.

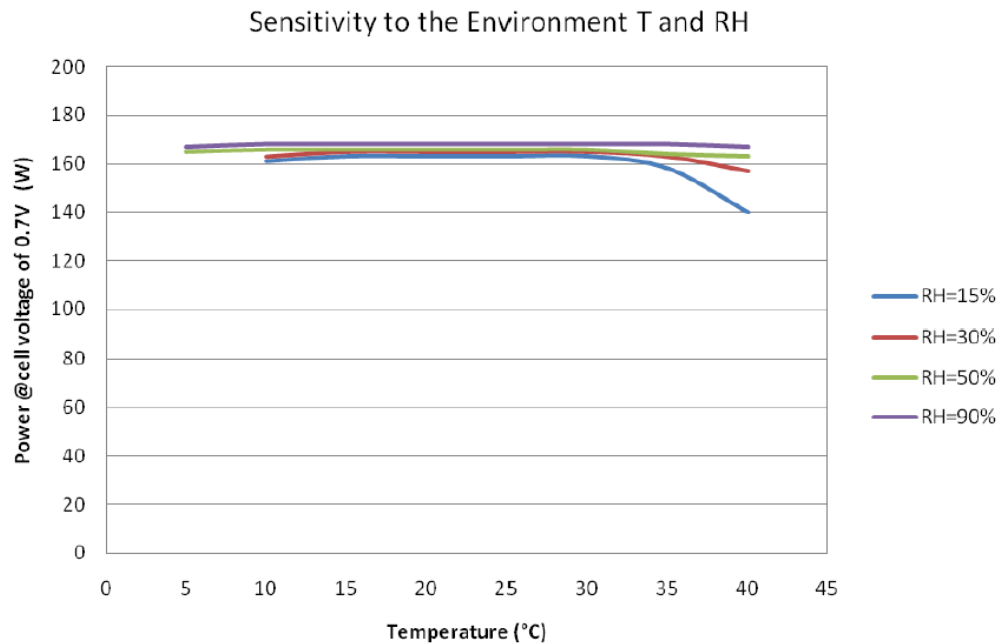


Questo terzo grafico, ci rende nota la richiesta d'aria, da parte della cella, a differenti temperature.



Aeropak mantiene le stesse performance quando si trova ad operare a temperature tra 0-40°C e a valori di umidità tra 10-90%.

Il grafico della pagina seguente, mette in relazione l'andamento delle performance in relazione della temperature e della umidità.



La cella non è ancora stata testata per resistere agli impatti delle radiazioni, e dei neutroni, per cui il contatto con queste, potrebbe causare danni al funzionamento.

Inoltre sono stati realizzati test sulle vibrazioni e gli urti, e precisamente:

- UL2267 per le vibrazioni
- IEC-68227 e IEC-68229Eb per gli urti

Il funzionamento dell'Aeropak è garantito per 500 ore, con le performance fin qui riportate, la potenza degrada del 5% ogni 100 ore.

La cartuccia è utilizzabile una sola volta, ma è possibile rigenerarle presso la Horizon.

La tabella sotto riportata, riassume le caratteristiche fin qui elencate.

Fuel Cell

Potenza in uscita	200 W
Potenza di spunto	600 (per < 2 minuti)
Corrente continua in uscita	10 A
Range di voltaggio in uscita	20 V – 32 V
Peso del sistema	470 g
Volume del sistema	1,2 L
Vita	500 h
Temperatura dell'ambiente	0 – 40 °C

Cartuccia.

Tipo	Tipo 1 (900W)	Tipo 2 (2125W)
Energia	900 Wh	2125 Wh
Peso dell'acqua	550 g	1180 g
Peso dell'idratazione	1550 g	3030 g
Volume cartuccia	2,2 L	3,7 L
Energia specifica totale	446 Wh/kg	607 Wh/kg

Ecco come si presenta.



7.2 BATTERIE

Le batterie sono dispositivi che convertono energia chimica in energia elettrica.

All'interno delle stesse, avviene una reazione di ossidoriduzione, in cui una sostanza subisce un'ossidazione, perdendo elettroni, mentre un'altra subisce riduzione, acquistandoli.

Data la sua configurazione, consente di intercettare e sfruttare il flusso di elettroni tra le due sostanze.

Tale flusso genera una corrente elettrica continua, il cui potenziale elettrico è funzione delle reazioni di ossidazione e riduzione che avvengono.

La batteria sarà scarica quando queste reazioni chimiche raggiungono lo stato d'equilibrio.

Generalmente sono considerate come sistemi ad alta densità energetica, ma a bassa potenza, contrariamente ai supercondensatori.

Un insieme di più batterie disposte in serie prende il nome di pacco batteria.

Le batterie possono essere suddivise secondo questo modello:

- primarie: sono quelle in cui le reazioni chimiche interne sono irreversibili.

In altre parole, non è possibile invertire la reazione completa, semplicemente fornendo energia alla pila, quindi, quando tutti i reagenti della pila si trasformano completamente nei prodotti finali, essa si scarica definitivamente divenendo inutilizzabile.

- secondarie (accumulatori): sono quelle pile le cui reazioni chimiche interne sono reversibili.

A differenza delle pile primarie, somministrando energia elettrica a questi dispositivi, s'inverte il senso della reazione completa ottenendo la riformazione dei reagenti iniziali a spese dei prodotti finali.

Per tale motivo le pile secondarie sono dette "ricaricabili".

- Speciali: esistono tipi di batterie ricaricabili concepite e realizzate per impieghi particolari, quali l'autotrazione, lo stoccaggio energetico o l'impiego nell'industria navale o aerospaziale.

Raramente tali batterie hanno usi domestici, e per la scarsa praticità o per l'alto costo rimangono confinate a usi speciali o industriali.

Un "pacco batteria" (talvolta chiamato semplicemente "batteria") è un dispositivo costituito da diverse celle elettrochimiche distinte l'una dall'altra (le quali possono essere utilizzate anche singolarmente), utilizzate per convertire l'energia chimica accumulata in energia elettrica.

Queste vengono collegate in serie in modo che la tensione dei singoli elementi si sommi.

Oltre alla differenziazione sopra riportata le batterie si differenziano tra loro per le dimensioni, il voltaggio, ed elemento importante, per le caratteristiche chimiche.

Sulla base di quest'ultima, andremo a scegliere le batterie per il progetto.

In questo caso, rivestono un ruolo fondamentale, proprio perché insieme alle celle ad idrogeno, forniranno energia ai motori e al sistema di monitoraggio.

Si farà attenzione al peso e all'ingombro delle stesse per cercare di ridurre il più possibile il peso del velivolo.

Tra i tre tipi di batterie si è optato per le seconde, perché ci garantiscono un funzionamento costante.

Il panorama delle batterie ricaricabili è davvero vasto, di seguito una breve suddivisione:

- Piombo - acido
- Piombo - gel
- Nichel – cadmio
- Nichel – metallo idruo
- Alcalina
- Ioni di litio

SCELTA

Le batterie agli ioni di litio è la migliore scelta, grazie alla loro elevata densità energetica e al basso peso.

La tabella sottostante mostra il confronto tra le varie tipologie si ricaricabili, mostrando le qualità di quelle agli ioni di litio:

Tipo	Densità d'energia	Tensione di una cella	Durata (cicli di carica)	Tempi di carica	Auto scarica mensile	Tensione minima di ricarica (per cella)	Effetto memoria
Piombo	30-50 Wh/kg	2,4 V	200 - 300	8-16 h	5 %	2,3 V	N.p
Ni-Cd	48-80 Wh/kg	1,25 V	1500	1 h	> 20 %	1,25 V	Sì
Ni-MH	60-120 Wh/kg	1,25 V	300 - 500	2-4 h	> 30 %	1,25 V	Parziale
Alcalina	80-160 Wh/kg	1,5-1,65 V	100	1-16 h (secondo capacità)	< 0,3 %	a seconda della batteria	N.p

Li-ion	110-160 Wh/kg	3,7 V	500 - 1000	2-4 h	10 %	3,7 V	No
Li-Po	130-200 Wh/kg	3,7 V	300 - 500	2-4 h	10 %	3,7 V	No

La scelta delle batterie è fatta in funzione della potenza che i motori dovranno erogare, oltre alla quantità d'energia necessaria al funzionamento della strumentazione.

Per l'alimentazione dei motori elettrici, i quali richiedono potenze elevate, saranno necessarie alte tensioni, al fine di minimizzare il valore di corrente elettrica nominale.

Infatti la legge di Joule ci dice che:

$$P = V * I$$

Dove con P si indica la potenza, con V la tensione nominale, e con I la corrente.

Risulta chiaro che, con P costante, all'aumentare della tensione si ha una diminuzione della corrente.

Questo è un fattore positivo, per il risparmio energetico.

Tra le aziende produttrici, la Thunder Sky, è parsa la più competitiva.

Utilizzando la formula di Joule sopra riportata, in relazione alla potenza installata nel velivolo e alla tensione nominale, si ricava una corrente di circa 200A, che mi ha guidato nella scelta.

Il modello prescelto è il TS-LYP260AHA.

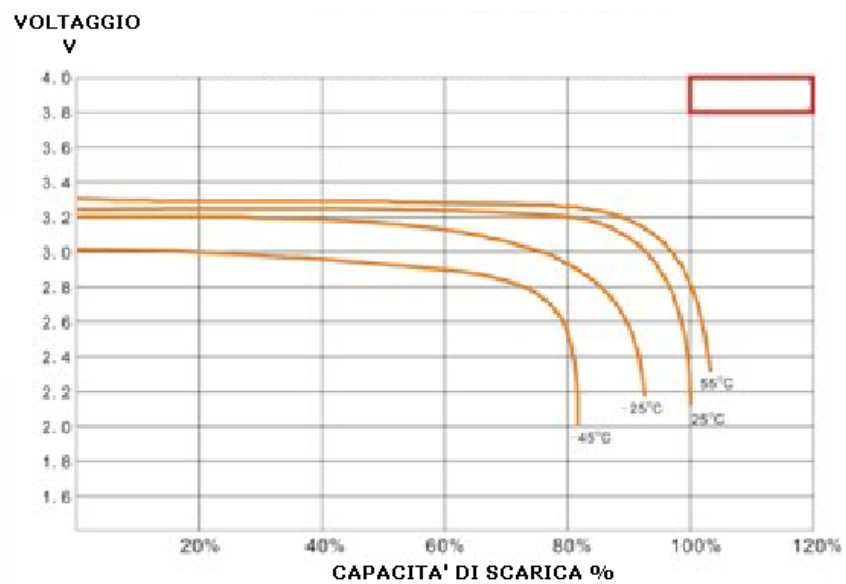
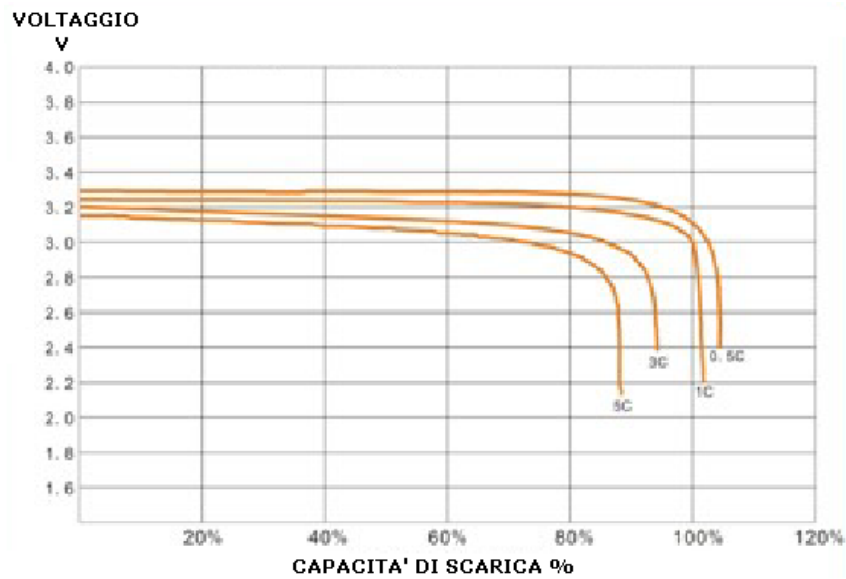
Di seguito è mostrata una tabella che riassume le caratteristiche.

Caratteristiche	Valore
Capacità nominale	200 Ah
Voltaggio operativo	4V (carica) , 2,8V (scarica)
Massima corrente di carica	3A
Massima corrente di scarica	3A (corrente costante) 20A (corrente impulsiva)
Vita operativa	80% DOD (>3000 cicli) 70% DOD (>5000 cicli)
Temperatura massima di resistenza cassa	< 200°C
Temperatura operativa	-45°C / +85°C
Rateo di auto-scarica	< 3% (per mese)

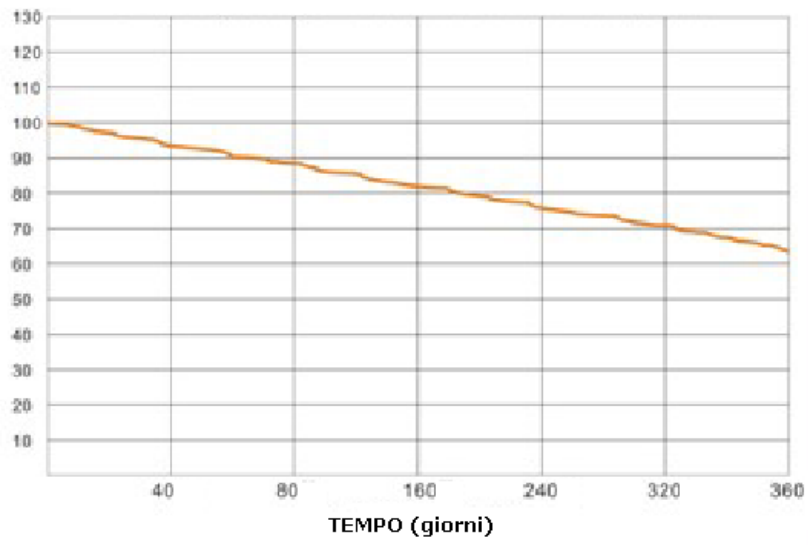
Peso	7,3 Kg
-------------	--------

I grafici sotto riportati, mostrano:

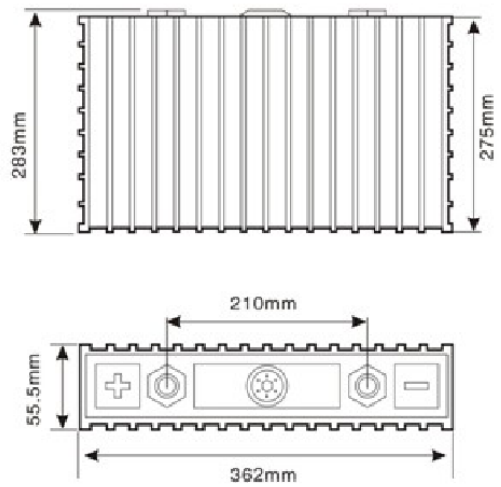
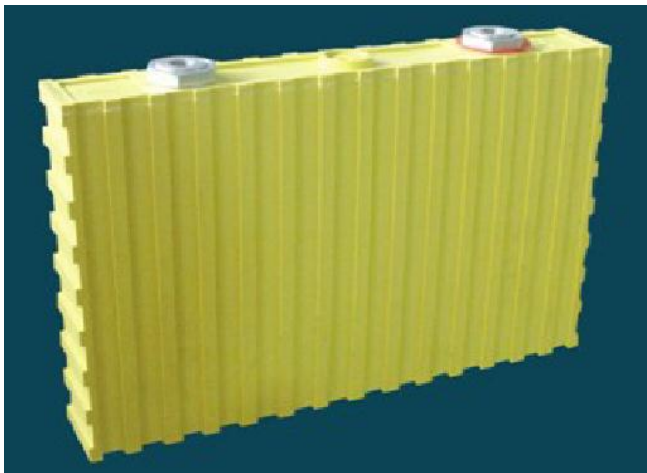
- Relazione tra scarica e voltaggio fino a 5°C
- Relazione tra scarica e voltaggio fino a 55°C
- Relazione tra scarica e il tempo



**CAPACITA' DI
SCARICA %**



Ecco come si presentano le batterie.



7.3 CELLE SOLARI

L'impiego di batterie agli ioni di litio, ci costringe ad utilizzare una fonte d'energia alternativa, per ricaricarle.

L'idea più congeniale alle mie esigenze, è quella dei pannelli solari, visto che, alla quota a cui il velivolo si troverà a volare, l'interferenza dei corpi nuvolosi sarà inesistente, quindi nelle ore diurne l'irraggiamento solare è sempre presente con una intensità variabile, che dipende dalla latitudine di volo e dal periodo dell'anno.

Esso varia anche durante il giorno, ma lo considero costante, prendendo un valore medio.

L'irraggiamento solare si presta molto bene come fonte d'energia pulita, per la produzione di energia elettrica per il funzionamento delle apparecchiature di bordo, ma soprattutto per l'alimentazione dei motori elettrici.

Tale idea acquista ancor più valore, visto lo scopo eco compatibile del progetto.

Il valore dell'irraggiamento dipende dalla Costante Solare, che corrisponde al flusso medio di energia solare che incide sull'unità di superficie posta perpendicolare al flusso, al di fuori dell'atmosfera (indipendentemente dal luogo e dalle condizioni meteorologiche).

Essa vale circa:

$$I = 1390 \quad \text{W/m}^2$$

Si tratta di un valore medio, poiché essa varia leggermente al variare del periodo dell'anno, a causa della lieve ellitticità dell'orbita terrestre, per cui la distanza Terra-Sole non si mantiene costante.

La costante solare varia con l'altitudine come mostra la tabella:

Altitudine (m)	Potenza media
0	970
1580	110
3400	1130
4350	1240
19000	1300
> di 19000	1390

A seconda della latitudine a cui ci troveremo, andremo a modificare la formula che segue, con i valori opportuni:

$$I_x = I \cdot \cos(L - \theta)$$

Dove si indica:

- I = irradiazione solare
- L = latitudine
- θ = angolo di inclinazione (in funzione del periodo dell'anno)

Esistono quattro momenti particolari dell'anno:

- Equinozio di primavera
- Equinozio d'autunno
- Solstizio d'inverno
- Solstizio d'estate

Per gli equinozi avrò come valori:

$$\theta = 0^\circ \text{ agli equinozi}$$

Mentre per i solstizi inserirò i seguenti valori:

$$\theta = -23.45^\circ \text{ nel solstizio d'inverno}$$

$$\theta = 23.45^\circ \text{ nel solstizio d'estate}$$

Ricordo che questi, sono valori medi, nel senso che sono calcolati attraverso "I", il quale, come detto precedentemente, è un valore medio annuo.

Sono però valori massimi giornalieri, mentre a noi interessano i valori medi giornalieri.

Un altro concetto molto importante è quello dell'insolazione.

L'insolazione corrisponde alla quantità di energia solare giornaliera, ricevuta da una superficie orizzontale che viene sottratta all'assorbimento dell'atmosfera, generalmente viene espressa in ly/giorno (Langley al giorno).

Tutto questo può essere tradotto in potenza, che il sole riesce a dare, otterremo perciò i valori di potenza per i solstizi e per gli equinozi.

A questo punto, determinata la quantità d'energia disponibile, si tratta di raccoglierla con celle solari.

Quest'ultime, verranno montate su tutta la superficie alare, un inverter, provvederà a convertire la corrente da continua in alternata, da fornire alle celle ad idrogeno, le quali forniranno l'energia

necessaria al funzionamento dei motori e della strumentazione, nelle ore notturne in cui il sole non è presente.

La cella fotovoltaica o cella solare è l'elemento base nella costruzione di un modulo fotovoltaico.

La versione più diffusa di cella fotovoltaica, quella in materiale cristallino, è costituita da una lamina di materiale semiconduttore, il più diffuso dei quali è il silicio, e si presenta in genere di colore nero o blu e con dimensioni variabili dai 4 ai 6 pollici.

Analogamente al modulo, il rendimento della cella fotovoltaica si ottiene valutando il rapporto tra l'energia elettrica prodotta dalla cella e l'energia della radiazione solare che investe l'intera superficie della stessa.

Una cella solare è di fatto un generatore di corrente tramite effetto fotovoltaico.

Un buon modello matematico per l'analisi del suo funzionamento è l'equazione del diodo ideale di Shockley.

$$I = I_s - I_0 \left(e^{\frac{qV_D}{\eta k T}} - 1 \right) - \frac{V}{R_p}$$

Dove:

- I è l'intensità di corrente che scorre sul carico
- V_D è la differenza di potenziale tra i due terminali del diodo
- I_s è l'intensità di corrente prodotta dal generatore, ed è proporzionale all'intensità della radiazione incidente sulla cella
- I_0 è la intensità di corrente di saturazione, un fattore direttamente proporzionale alla superficie della giunzione p-n
- q è la carica elementare dell'elettrone
- k è la costante di Boltzmann
- T è la temperatura assoluta sulla superficie di giunzione tra la zone p ed n
- η è il coefficiente di emissione, dipendente dal processo di fabbricazione ed è compreso generalmente tra 1 e 2 (fattore di idealità del diodo)
- R_p è la resistenza parallelo del modello

Si prenda in esame il caso in cui, il velivolo debba monitorare la zona della facoltà, i dati sono i seguenti:

Latitudine	44,14 °N
Longitudine	12,1°E
Quota	25000 m

Per i quattro momenti particolari dell'anno si mostrano: l'irraggiamento massimo teorico, l'irraggiamento diretto ed infine l'irraggiamento diffuso:

	Solstizio d'estate	Equinozio d'autunno	Solstizio d'inverno	Equinozio di primavera
Durata giorno	16,42 h	13,55 h	9,57 h	13,08 h
Irraggiamento max teorico	1348 W/m ²	1082 W/m ²	620 W/m ²	1106 W/m ²
Irraggiamento diretto	1227 W/m ²	964 W/m ²	532 W/m ²	985 W/m ²
Irraggiamento diffuso	120 W/m ²	119 W/m ²	88 W/m ²	121 W/m ²

Se le celle del pannello sono collegate in serie, come si fa normalmente per ottenere una tensione in uscita più alta, non si ha il controllo delle singole celle, perché la corrente è uguale per tutte.

La cella in ombra viene quindi attraversata da una corrente più forte di quella che genererebbe da sola, e fa da strozzatura per l'intero sistema scaldandosi e potenzialmente danneggiandosi, oltre a disperdere energia.

Ne deriva l'importanza che l'intero pannello sia illuminato senza celle in zone d'ombra, ovvero che le celle abbiano un'esposizione solare simile.

Tuttavia tanto più è grande il pannello, tanto più è probabile e ampia la differenza di esposizione e di corrente che la singola cella è in grado di produrre, a meno dell'utilizzo di inseguitori solari.

I moduli in silicio mono o policristallini rappresentano la maggior parte del mercato, sono tecnologie costruttivamente simili, e prevedono che ogni cella fotovoltaica sia cablata in superficie con una griglia di materiale conduttore che ne canalizzi gli elettroni.

Ogni singola cella viene connessa alle altre mediante nastri metallici, in modo da formare opportune serie e paralleli elettrici.

La necessità di silicio molto puro attraverso procedure di purificazione dell'ossido di silicio (SiO_2 , silice) presente in natura, eleva il costo della cella fotovoltaica.

Sopra una superficie posteriore di supporto, in genere realizzata in un materiale isolante con scarsa dilatazione termica, come il vetro temprato o un polimero come il tedlar, vengono appoggiati un sottile strato di acetato di vinile (spesso indicato con la sigla EVA), la matrice di moduli pre-connessi mediante i già citati nastri, un secondo strato di acetato e un materiale trasparente che funge da protezione meccanica anteriore per le celle fotovoltaiche.

Dopo il procedimento di pressofusione, che trasforma l'EVA in mero collante inerte, le terminazioni elettriche dei nastri vengono chiuse in una morsettiere stagna generalmente fissata alla superficie di sostegno posteriore, e il "sandwich" ottenuto viene fissato ad una cornice in alluminio, che sarà utile al fissaggio del pannello alle strutture di sostegno atte a sostenerlo e orientarlo opportunamente verso il sole.

Le prestazioni dei moduli fotovoltaici sono suscettibili a variazioni, alle volte sostanziose in base:

- al rendimento dei materiali
- alla tolleranza di fabbricazione percentuale rispetto ai valori di targa
- all'irraggiamento a cui le sue celle sono esposte
- all'angolazione con cui questa giunge rispetto alla sua superficie
- alla temperatura d'esercizio dei materiali, che tendono ad "affaticarsi" in ambienti caldi
- alla composizione dello spettro di luce
- alla banda spettrale di radiazione solare assorbita (valutata dalla risposta spettrale).

Si definisce rendimento o efficienza di un modulo fotovoltaico, il rapporto espresso in percentuale, tra energia captata e trasformata rispetto a quella totale incidente sulla superficie del modulo, esso è quindi proporzionale al rapporto tra watt erogati e superficie occupata, a parità di altre condizioni. L'efficienza ha ovviamente effetti sulle dimensioni fisiche dell'impianto, tanto maggiore è l'efficienza, tanto minore è la superficie necessaria di pannello, per raggiungere un determinato livello di potenza elettrica.

Per motivi costruttivi, il rendimento dei moduli fotovoltaici è in genere inferiore o uguale al rendimento della loro peggiore cella.

In particolare il miglioramento nell'efficienza di un modulo fotovoltaico (rapporto tra energia elettrica prodotta e energia solare incidente) si può ottenere attraverso un processo sempre più spinto di purificazione del materiale semiconduttore utilizzato (tanto più è puro tanto maggiore è la radiazione solare captata e convertita) oppure attraverso l'uso combinato di più materiali semiconduttori, che coprano in assorbimento la maggior parte possibile di spettro della radiazione solare incidente.

Tuttavia tanto maggiore è l'efficienza, tanto maggiori tendono ad essere i costi, in quanto più spinto e raffinato diventa il processo di fabbricazione delle celle.

A livello impiantistico, l'efficienza della cella dipende dalla temperatura della cella stessa.

I dati riportati più in basso, si riferiscono alla temperatura di cella di 25°C.

Per le celle in silicio cristallino, si può considerare una perdita di rendimento dello 0,45 % circa, per ogni grado centigrado d'aumento della temperatura.

Si può ritenere quindi, per esempio, che una cella in Si monocristallino, alla temperatura di 70°C abbia un rendimento praticamente nullo, questa temperatura è raggiungibile in condizioni di buona insolazione.

Le celle a giunzione multipla (ad es. GaAs, InGaAs, Ge) hanno perdita molto più bassa (0,05 %/°C).

Alcuni collettori a concentrazione per uso terrestre, derivati dal settore aerospaziale (Boeing - Spectrolab, CESI) ed a giunzione multipla, sfruttano caratteristiche di questo tipo ed hanno rendimenti nominali che superano anche il 40%.

A causa del naturale affaticamento dei materiali, le prestazioni di un pannello fotovoltaico diminuiscono di circa un punto percentuale su base annua.

Per garantire la qualità dei materiali impiegati, la normativa obbliga una garanzia di minimo due anni sui difetti di fabbricazione anche sul calo di rendimento del silicio nel tempo, questa arriva ad un minimo di 20 anni.

La garanzia oggi nei moduli di buona qualità è del 90% sul nominale per 10 anni e dell'80% sul nominale per 25 anni.

I moduli fotovoltaici odierni hanno un tempo di vita (lifetime) stimato di 80 anni circa, anche se è plausibile ipotizzare che vengano dismessi dopo un ciclo di vita di 35-40 anni, a causa della perdita di potenza dei moduli e del miglioramento tecnologico dei nuovi prodotti ovvero per obsolescenza dei precedenti.

I moduli per usi particolari, come in questo caso, si dividono prevalentemente in sei tipologie:

- Silicio amorfo: in cui gli atomi di silicio vengono depositi chimicamente in forma amorfa, ovvero strutturalmente disorganizzata, sulla superficie di sostegno. Questa tecnologia impiega quantità molto esigue di silicio (spessori dell'ordine del micron). I moduli in silicio amorfo mostrano in genere un'efficienza meno costante delle altre tecnologie rispetto ai valori nominali, pur avendo garanzie in linea con il mercato. Il dato più interessante riguarda l'EROEI, che fornisce valori molto alti (in alcuni casi arrivano anche a 9), il che attesta l'economicità di questa tecnologia.

- Tellururo di cadmio (CdTe): sono i pannelli a film sottile più economici e col più basso rendimento termodinamico. A Maggio 2011, il Consiglio d'Europa ha confermato che non esiste alcun divieto di produzione o installazione di questi pannelli, allo scopo di rispettare gli obiettivi prefissati in termini di energie rinnovabili ed efficienza energetica; contestualmente, data la sua documentata tossicità, ha inserito il cadmio nella lista dei materiali vietati nelle produzioni elettriche o elettroniche. Il divieto di utilizzo nella produzione di celle fotovoltaiche parte dal 2013 (modifica alla Direttiva Restriction of Hazardous Substances Directive del 24 Novembre 2010).
- Solfuro di cadmio (CdS) microcristallino: presenta costi di produzione molto bassi in quanto la tecnologia impiegata per la sua produzione non richiede il raggiungimento delle temperature elevatissime necessarie invece alla fusione e purificazione del silicio. Esso viene applicato ad un supporto metallico per spray-coating, cioè viene letteralmente spruzzato come una vernice. Tra gli svantaggi legati alla produzione di questo genere di celle fotovoltaiche vi è la tossicità del cadmio ed il basso rendimento del dispositivo.
- Arseniuro di gallio (GaAs): lega binaria con proprietà semiconduttive, in grado di assicurare rendimenti elevatissimi, dovuti alla proprietà d'avere un gap diretto (a differenza del silicio). Viene impiegata soprattutto per applicazioni militari o scientifiche avanzate (come missioni automatizzate di esplorazione planetaria o fotorivelatori particolarmente sensibili). Tuttavia il costo proibitivo del materiale monocristallino a partire dal quale sono realizzate le celle, lo ha destinato ad un impiego di nicchia.
- Diseleniuro di indio rame (CIS): con opacità variabile dal 100% al 70% ottenuta mediante fori ricavati direttamente nel film.
- Diseleniuro di indio rame gallio (CIGS)

SCELTA

La scelta ricade su una nuova tecnologia, che è l'evoluzione delle celle solari GaAs, prendono il nome di triple-junction GaInP/GaAs/Ge (Gallium Indium Phosphide/Gallium Arsenide/germanium).

Rispetto alle celle GaAs hanno un incremento di rendimento pari al 30%, mentre rispetto alle celle in silicio, presentano un incremento del 50%.

Tra le aziende leader nel settore, la Spectrolab è quella che ha mostrato i prodotti più competitivi.

Tra i prodotti dell'azienda, si sono scelte le celle solari 29,5% Next Triple Junction (XTJ).

Ecco una descrizione del prodotto.

Sottostrato	Germanio
Struttura della cella solare	GaInP/GaAs/Ge
Metodo	Fase di vapore organico metallico
Design	Monolitico, due terminali a tripla giunzione n/p GaInP ₂ , GaAs cella solare in Ge interconnessa con due tunnel di giunzione
Dimensioni standard	26.62 cm ² e 59.65 cm ²
Metodo di assemblaggio	Saldato
Assemblaggio CIC	Copertura in vetro di spessore da 3 a 30 mm con vari rivestimenti
Potenza per superficie	135,3 mW/cm ²

La tabelle sottostanti, mostrano la degradazione delle radiazioni, i tipici parametri elettrici, le proprietà termiche, il peso ed infine i coefficienti di temperatura tra i 15°C e i 75°C.

Parametri	1x10¹⁴	5x10¹⁴	1x10¹⁵
Imp/Imp₀	1,00	0,99	0,95
Vmp/Vmp₀	0,94	0,91	0,89
Pmp/Pmp₀	0,95	0,90	0,85

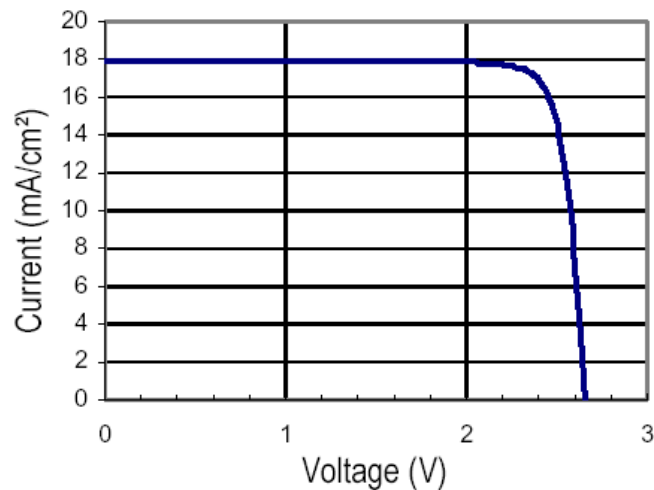
Jsc	17.76 mA/cm ²
Jmp	17.02 mA/cm ²
Jload min avg	17.14 mA/cm ²
Voc	2,633 V
Vmp	2,348 V
Vload	2,310 V
Cff	0.85
Effload	29.3%
Effmp=	29.5%

Assorbimento solare	0,90 (5 millimetri CMG/AR) 0,88 per cella nuda
Emissione (Normale)	0,85 folio drogato Ceria

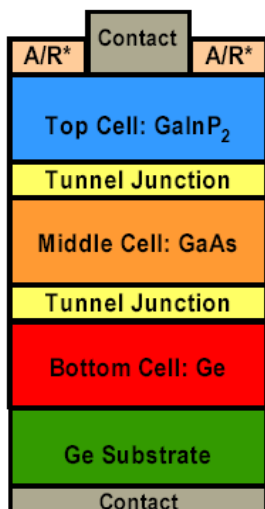
84 mg/ cm ²	140 μm (5.5 mil)	Spessore wafer di Ge
------------------------	------------------	----------------------

Parametri	BOL	5x10 ¹⁴	1x10 ¹⁵
Jmp (μA/cm²/°C)	6,6	10,0	13,2
Jsc (μA/cm²/°C)	11,6	10,9	11,9
Vmp (mV/°C)	-6,5	-6,8	-6,9
Voc (mV/°C)	-5,8	-6,5	-6,6

Infine si riporta il grafico, che mette in relazione la corrente e il voltaggio.



Ecco come si presenta in sezione, mentre nella foto a fianco è mostrata la cella completa:

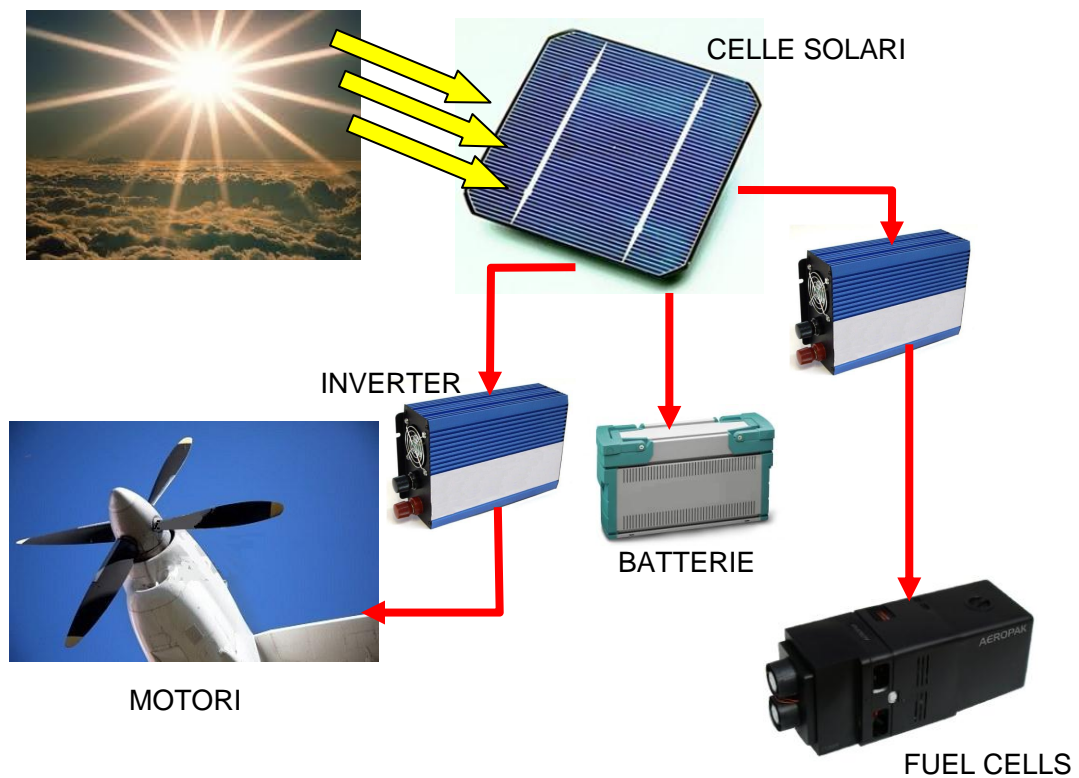


8 PRINCIPIO DI FUNZIONAMENTO

Il velivolo può volare in maniera autonoma, grazie all'interazione dei componenti finora elencati, faremo però una distinzione tra:

- Giorno
- Notte

Funzionamento diurno

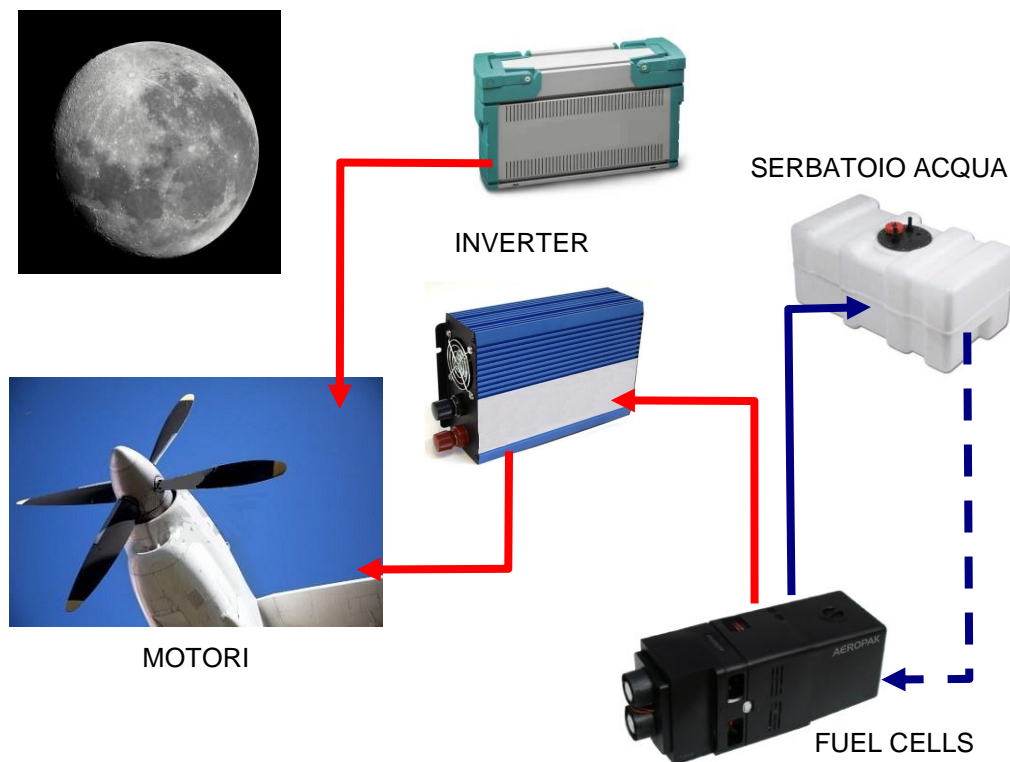


Durante il giorno il forte irraggiamento del sole, e l'assenza di corpi nuvolosi, permette alle celle solari, che ricoprono l'intera superficie alare, di produrre un grande quantitativo d'energia.

Tale energia andrà ad alimentare i seguenti elementi:

- Motori
- Batterie
- Alimentazione del payload e dei sistemi di navigazione

Funzionamento notturno



Durante le ore notturne, l'energia fornita dalla luna è pressoché nulla, nonostante la vicinanza alla stessa e all'assenza di nubi.

Questo, di conseguenza, elimina la capacità dei pannelli solari di produrre energia.

Proprio in queste ore il funzionamento sarà garantito dalle:

- Batterie ricaricate
- Fuel Cells

Le batterie produrranno energia, grazie alla ricarica realizzata durante il giorno.

L'acqua contenuta nei serbatoi, andrà ad alimentare le cartucce, poste dietro alle fuel cells.

Le fuel cells, useranno l'idrogeno che verrà prodotto per elettrolisi.

Il processo avviene completamente all'interno di Aeropak, il quale permette il processo d'elettrolisi e quello inverso..

L'acqua prodotta per reazione chimica, dalle fuel cells, verrà riportata all'interno del serbatoio, mediante l'ausilio di piccole pompe.

Tale soluzione, tenendo comunque conto delle perdite dovute al processo, permetterebbe una buona autonomia.

9 SISTEMI DI DECCOLLO E ATTERRAGGIO

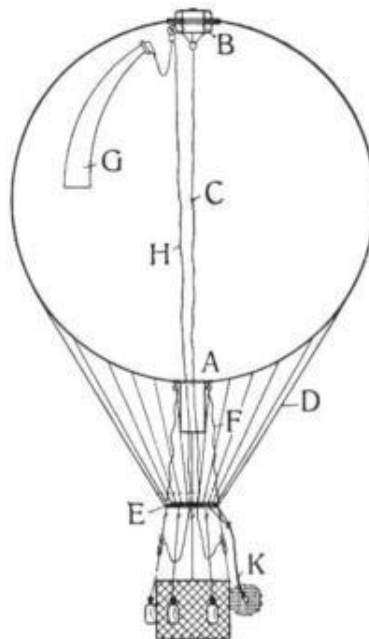
Un capitolo a parte è dedicato a questi due sistemi che nella progettazione hanno avuto un peso importante ed innovativo.

SISTEMA DI DECCOLLO

Per ridurre i consumi d'energia elettrica da parte dei motori, si è pensato di far decollare il velivolo, mediante pallone sonda, gonfiato ad elio, evitando l'installazione dei carrelli d'atterraggio.

Il pallone a gas è formato da un involucro generalmente di forma sferica.

Sulla sommità dell'involucro si trova una grande valvola a paracadute molto simile a quella delle mongolfiere, mentre al di sotto si trova un'appendice, vale a dire una manica per la fuoriuscita del gas.



Dove si indica:

- B: valvola di sfogo
- C: linea di sfogo
- D: cavi o reti d'attacco
- E: anello di collegamento
- F: meccanismo di riempimento
- G: pannello rip
- H: linea di rip
- K: linea di trascinamento

I palloni a gas possono essere di due tipi:

- a volume costante
- a volume variabile

Nel primo tipo, quelli abitualmente usati nel volo da diporto e sportivo, il gas può fuoriuscire liberamente dall'involucro man mano che aumenta la quota di volo, la pressione atmosferica diminuisce, il gas si espande e per evitare la lacerazione dell'involucro a causa di un aumento eccessivo della pressione interna il gas in eccesso viene liberato attraverso l'appendice.

Nel tipo a volume costante invece, l'involucro è abbastanza grande da compensare l'espansione del gas al diminuire della pressione atmosferica.

Per volare il pallone viene riempito con il gas in maniera da ottenere una spinta ascensionale superiore al peso complessivo dell'aerostato.

La navigazione di un pallone a gas è quindi il risultato di un accorto uso della valvola che libera il gas per abbassarsi e di scarico della sabbia per innalzarsi.

Ognuna di queste manovre causa ovviamente la perdita di gas.

Il volo termina quando la zavorra rimanente permette d'ottenere una discesa e un atterraggio controllati.

Al termine del volo il gas ancora contenuto nell'involucro viene definitivamente liberato.

Per evitare la realizzazione di un solo pallone di grandi dimensioni, è possibile impiegarne un numero maggiore.

Con questa soluzione, si rende necessario creare un sistema di attacco/stacco rapido, che permetta al velivolo di staccarsi dal pallone, una volta raggiunta la quota stabilita.

L'attacco è previsto nella parte anteriore dello stesso.

Così facendo, l'aereo sale in posizione verticale, riducendo enormemente la forza resistente.

Un vincolo necessario per un corretto svolgimento del decollo sono condizioni atmosferiche stabili, come accade per i lanci nello spazio della NASA.

Proprio prendendo spunto da quest'ultimi, si è resa chiara la necessità di creare una piattaforma di decollo, col compito di mantenere in direzione verticale il velivolo.

Per quanti possano essere scettici sul reale utilizzo di tale metodologia, si può ricordare il record che questi hanno realizzato:

- Altitudine di 53,0 km con un volume di 60000m^3

Sotto è riportata una simpatica immagine.



Ricordando che i pesi specifici di aria e elio sono:

- $P_{SA} = 1,29 \text{ Kg/m}^3$
- $P_{SE} = 0,179 \text{ Kg/m}^3$

Facendo la differenza tra i due ricavo che:

$$P_{SA} - P_{SE} = 1,11 \text{ Kg/m}^3$$

Ovvero si può affermare con una certa approssimazione che, ogni metro cubo può sollevare all'incirca 1 kg.

Sulla base di tale calcolo si potrà ricavare il quantitativo d'elio utile al sollevare del velivolo, sarà necessario considerare anche il peso del pallone stesso.

SISTEMA D'ATTERRAGGIO

Vista la mancanza dei carrelli d'atterraggio, si è pensato di far atterrare il motoalante per mezzo di paracaduti.

Oggi giorno viene impiegato, per uso civile, per evitare la caduta di piccoli velivoli, quando questi vanno in avaria.

Di grande importanza invece, è l'impiego di questi da parte della NASA, come per esempio nella missione Orion.

Essi hanno infatti garantito un'atterraggio della navicella alla velocità di 27km/h.

Nell'immagine sottostante, si possono vedere i modelli usati nella missione:



I paracadute svolgono ottimamente il loro lavoro quando l'aria è tranquilla e permette un appropriato sostentamento, mentre una scia d'aria instabile è in grado di ridurre l'apertura del paracadute.

Un'azienda che mi permetto di consigliare, e che sta sviluppando modelli sempre più performanti è la Ballistic Recovery Systems Inc con sede in Minesota.

Per il calcolo del diametro del paracadute, e ipotizzando l'uso di quelli circolari, si utilizzeranno le seguenti formule.

Forza frenante, si applica la consueta equazione della resistenza utilizzata in aeronautica:

$$F_F = C * A * \rho / 2 * v^2$$

Dove si indica:

- F_F : forza frenante in (N)
- C: coefficiente di resistenza

Paracadute	C	C_x	Angolo di oscillazione
Circolare piatto	0,75 – 0,85	1,7	+/-10° - +/-40°
Conico	0,75 – 0,90	1,8	+/-10° - +/-30°
Cuciforme	0,60 – 0,85	1,1 - 1,2	0° - +/-3°

- A: area del paracadute (m²)
- V: velocità di discesa (m/s²)
- ro: densità atmosferica

Una discesa stabile, a velocità costante, si realizza quando la forza frenante del paracadute è pari alla forza peso del carico trasportato.

Il calcolo applicato in scala reale prevede che la resistenza del carico si vada a sommare a quella del paracadute, e che la forza peso sia la somma di quella del carico e del paracadute stesso.

Per le applicazioni la resistenza del carico si può trascurare, ma volendo si può considerare la somma dei pesi del carico e del paracadute.

Se si calcola la forza peso del carico riferendoci al solo oggetto in caduta, il calcolo non cambia se si inserisce il peso dell'insieme oggetto-paracadute:

$$F_P = m * g$$

Dove si indica:

- F_P: forza peso (N)
- m: massa totale (kg)
- g: accelerazione di gravità (9,81 m/s²)

Uguagliando le due relazioni precedenti ottengo:

$$F_P = F_F$$

posso così ricavare la velocità di discesa:

$$v_D = (m * g / C * A * ro/2)^{1/2}$$

dove indico con v_D la velocità di discesa (m/s²)

La velocità di discesa che rappresenta un buon compromesso tra una discesa lenta ed una limitata deriva è compresa tra 10 e 20 km/h (da 3 a 5 m/s), dove 3 m/s è una velocità bassa, che si può utilizzare per modelli piccoli e/o fragili, mentre 4 o 5 m/s è la velocità utilizzata normalmente per i modelli di grandi dimensioni ed high power.

Inserendo la velocità v_D nell'equazione precedente e risolvendo per A, si ricava l'area necessaria per il paracadute:

$$A = 2 * m * g / C * ro * v^2$$

Ricordando che:

$$A = \pi * D^2 / 4$$

ricavo il diametro, facendo la formula inversa:

$$D = (4*A / \pi)^{1/2}$$

Ritengo possibile anche l'utilizzo di più paracaduti, come mostrato nell'immagine sotto riportata.



10 PRIMA CONFIGURAZIONE

A differenza di quanto si possa pensare, la mia attenzione si è orientata verso un modello che nulla a che fare con gli UAV, ma che condensa nella sua forma discoidale caratteristiche interessanti per il progetto.

Tale modello prende il nome di V-173 Pancake.



Il Chance Vought V-173, e la sua versione definitiva XF5U, era un progetto per un caccia con capacità STOL (Short Take Off and Landing, decollo e atterraggio corti).

Sviluppato negli Stati Uniti negli anni quaranta adottava una caratteristica ala discoidale, che gli conferì i soprannomi di “ Flying Flapjack ” o “ Flying Pancake”.

Il progetto nacque negli anni trenta da un'idea di Charles Zimmerman e fu abbandonato nel 1947.

Nessun V-173 o XF5U prese mai servizio (furono costruiti infatti solo due prototipi, di cui uno solo volante).

Il primo progetto di un aereo discoidale con caratteristiche paragonabili al V-173, fu presentato da Charles H. Zimmerman nel 1933 ad una competizione organizzata dall'allora NACA (oggi NASA). Prevedeva un aereo a elica in grado di volare a elevate velocità tanto quanto di rimanere in hovering pilotato da un equipaggio di tre persone imbarcate in posizione prona per non penalizzare il profilo aerodinamico del mezzo.

Non erano presenti ali in quanto la portanza necessaria al volo era fornita direttamente dal corpo del velivolo (la cui sezione riprendeva il profilo NACA 0015).

Nonostante ottenne la vittoria, la NACA si rifiutò di investire nello sviluppo di quel concetto perché giudicato troppo avanzato.

Nel 1937 Zimmerman fu assunto dalla Chance Vought Aircraft, dove poté costruire un modellino elettrico del suo progetto che fu 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.

Fu nell'aprile del 1939 che, su richiesta della U.S. Navy, la NACA 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 si utilizzò la denominazione V-173.

Le prove effettuate in galleria evidenziarono problemi con l'unica superficie di controllo allora presente sull'aereo e costrinse Zimmerman ad aggiungere una coppia di stabilizzatori.

Anche con questa modifica il primo volo del V-173 si presentò difficoltoso a causa di una notevole inerzia nella risposta del velivolo ai comandi imposti dal pilota.

Questo non impedì alla US Navy di richiedere il completamento del mockup della versione militare del V-173, denominata XF5U e richiesta alla Vought dalla stessa US Navy un anno prima.



La struttura del V-173/XF5U era estremamente resistente: durante un atterraggio di emergenza, un V-173 si ribaltò senza riportare danni rilevanti (nemmeno il pilota fu seriamente ferito).

Il V-173 impiegava una struttura in legno alquanto complessa ma leggera con rivestimento in tela ed era propulso da due motori Continental A-80 da 80 HP a quattro cilindri contrapposti.

L'ala, la cui pianta era definita da due ellissi sistemate in modo che l'asse maggiore di una coincidesse con quello minore dell'altra, comprendeva la struttura principale eccetto l'abitacolo e i piani di coda, costituiti da doppia deriva e direzionali convenzionali ed elevoni (alettoni ed elevatori combinati) per il controllo laterale e longitudinale; questi ruotavano su di un asse disposto intorno al 25% della corda.

I motori A-80 muovevano eliche tripala di 5,03 m di diametro e, per ragioni di semplicità costruttiva, il carrello era fisso.

Con un peso totale di 1383 kg al quale il V-173 normalmente volava, lo strano aereo era indubbiamente sottopotenziato, un fatto che tendeva a limitare il programma di volo.

Il carrello altissimo dava al V-173 un angolo con il suolo di 22°15' e il pilota prendeva posto attraverso una botola sotto il lato destro della cabina.

In condizioni normali il V-173 si alzava in 60 m e poteva decollare verticalmente con vento contrario a 46 km/h.

Poteva raggiungere una quota di oltre 1500 m in 7 minuti e la massima velocità registrata durante i collaudi fu di 222 km/h a livello del mare.

Le prime prove del V-173 avevano rivelato che vibrazioni di grande ampiezza si trasmettevano attraverso la leggera struttura dalle eliche all'abitacolo, come risultanti dei carichi ciclici imposti alle pale dal flusso d'aria asimmetrico ad elevati angoli d'attacco.

Ciò portò ad uno stretto contatto tra i progettisti della Chance-Vought e quelli della consorella Hamilton Standard per inventare speciali mozzi che scaricassero i carichi delle pale articolate formate da legno compresso e trattato chimicamente applicato ad un' anima d'acciaio.

Le pale adottavano principi simili a quelle dei rotori degli elicotteri e, in prossimità del mozzo, apparivano molto larghe.

La trasmissione delle eliche fu sviluppata in cooperazione con la Pratt & Whitney (anch'essa divisione della United) che aveva realizzato i due motori R-2000-7 Twin Wasp radiali a 14 cilindri raffreddati ad aria, "annegati" nell'ala ai lati dell'abitacolo e collegati alle eliche mediante un sistema di trasmissione ad angola retto con un riduttore con rapporto 5:1 e speciali frizioni per permettere a un solo motore di far girare, in emergenza, le due eliche.

L'albero angolato ad una sola velocità, passante attraverso l'abitacolo, e la notevole complessità del sistema costituirono per il gruppo della Chance-Vought il problema più serio di tutto il programma.

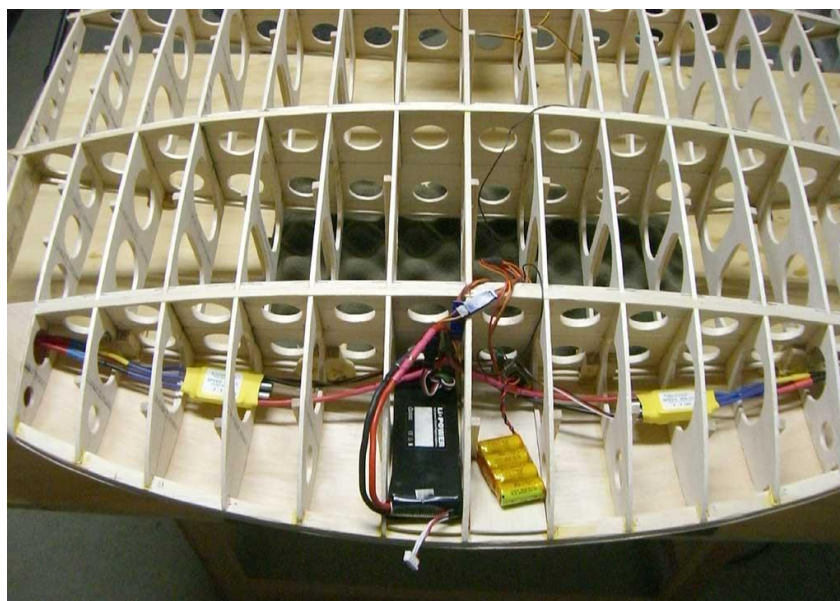
Le eliche, rotanti in direzione opposta con le pale interne in movimento verso l'alto, erano collegate ad alberi passanti in gondole sporgenti dalle estremità alari.

La tabella sottostante riporta le caratteristiche del velivolo.

Dimensioni e peso	
Lunghezza	8,13 m
Larghezza	7,11 m
Altezza	3,94 m
Peso a vuoto	1024 kg
Propulsione	
Motore	2 Continental A-80
Potenza	81,1 cv
Prestazioni	
Velocità massima	222,08 km/h

La maggior parte della superficie e della struttura alare interna, era composta di Metalite, un sandwich di balsa e alluminio che costituiva una soluzione costruttiva molto robusta e abbastanza leggera.

Ecco come si presenta la struttura interna del velivolo, la fotografia evidenzia le centine realizzate dal progettista per sostenere la struttura (riproduzione in scala).



La scelta è stata fatta perché questo velivolo, presenta una struttura molto compatta, un'ampia superficie alare, che permetterà di poter installare un numero elevato di celle fotovoltaiche.

Tale caratteristica è di vitale importanza, visto che la gran parte di energia è derivante dal solare.

DIMENSIONI REALI DI PROGETTO

Mantenendo le proporzioni del V-173, sono arrivato ad ottenere le seguenti dimensioni:

- Lunghezza = 68,58 m
- Apertura alare = 60 m

(Tali dimensioni non superano quelle di massima forniteci come input)

PARTI DEL VELIVOLO

In questo capitolo andrò a configurare tutte le parti che compongono il velivolo.

Vedremo quindi:

- Profilo Alare
- Piano di coda orizzontale
- Piano di coda verticale
- Fusoliera
- Sistema di decollo
- Sistema d'atterraggio

PROFILO ALARE

Caratteristiche e dimensioni

La progettazione di un profilo alare, consiste nella definizione delle sue caratteristiche geometriche e prestazionali in base alla configurazione del velivolo scelto e dalle specifiche di missione.

Nel mio caso l'ala forma l'intera struttura del velivolo.

Col termine profilo alare s'intende la sezione di un'ala, condotta secondo un piano verticale e parallelo alla mezzeria dell'ala stessa.

Quando lo si studia, si analizza un'ala tridimensionale di lunghezza infinita (nella direzione perpendicolare al piano di sezione che determina il profilo).

Secondo il teorema di Kutta-Joukowski, si crea una circolazione attorno al profilo che genera una forza, in direzione perpendicolare alla corrente indisturbata, detta portanza che tende a sostenerlo.

Tale teorema vale solamente in condizioni di viscosità trascurabile (flusso Euleriano).

In generale la portanza non è l'unica forza agente sul profilo, la viscosità del fluido genera anch'essa una resistenza fluidodinamica, una componente della risultante delle forze aerodinamiche diretta parallelamente alla corrente indisturbata.

La forma dei profili alari tende a creare una differenza di pressione tra le due facce, una volta che il fluido investe il profilo con l'opportuno angolo d'attacco, si genera una sovrappressione sulla pancia ed una depressione sul dorso del profilo stesso.

Questa distribuzione di pressione fa sì che le particelle di fluido generino una forza diretta grosso modo verticalmente, dal basso verso l'alto che lo sostiene.

La componente perpendicolare alla corrente indisturbata, la portanza, cresce in maniera pressoché lineare al crescere dell'angolo d'attacco del profilo, fino ad un valore critico, chiamato angolo di incidenza critico o angolo d'attacco aerodinamico critico.

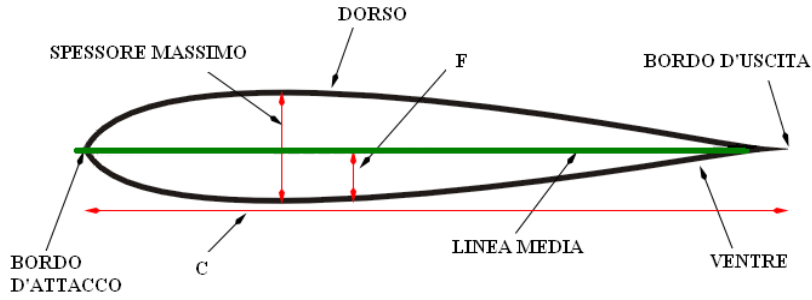
Aumentando ulteriormente l'angolo d'attacco si raggiunge un massimo della portanza ad un valore chiamato angolo di incidenza di stallo o angolo d'attacco di stallo, oltre il quale si ha, appunto, lo stallo del profilo al quale si riscontra una diminuzione della portanza ed un aumento della resistenza aerodinamica.

Inoltre in caso reale di ala di lunghezza finita, è necessario tenere in considerazione altri effetti, il principale dei quali è che "un generico fluido tende a spostarsi da una zona di alta pressione ad una di bassa pressione".

Ai bordi dell'ala, si ha una migrazione di fluido verso i punti a pressione minore e quindi un'ulteriore generazione di resistenza.

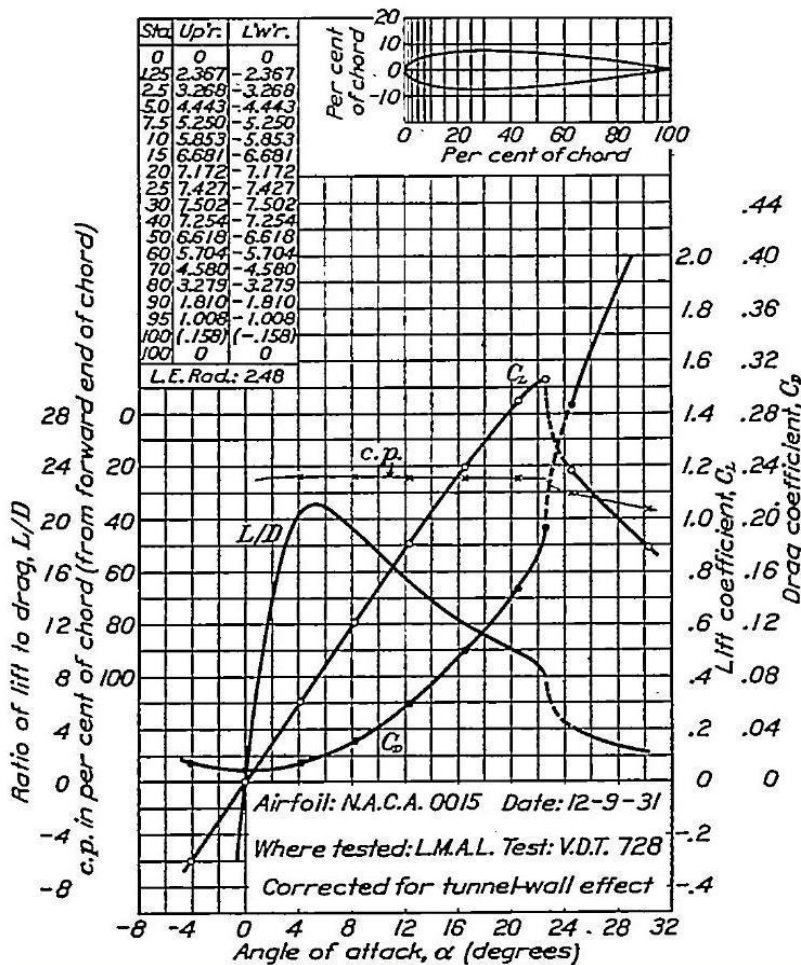
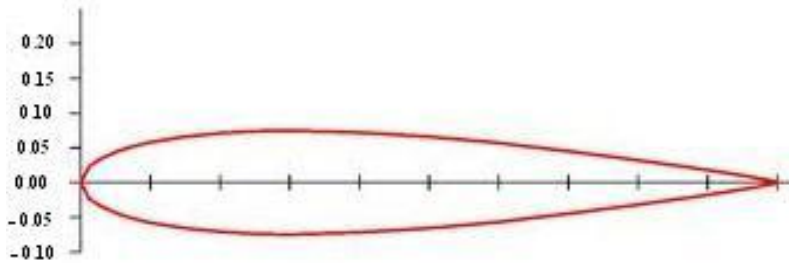
In un profilo si riconoscono i seguenti elementi geometrici caratteristici:

- Bordo d'attacco: il punto geometricamente più avanzato del profilo
- Bordo d'uscita: il punto geometricamente più arretrato del profilo
- Corda: la linea retta che unisce il bordo d'attacco con il bordo d'uscita
- Dorso: la linea che delimita superiormente il profilo
- Ventre: la linea che delimita inferiormente il profilo
- Spessore: la distanza tra dorso e ventre
- Linea di inarcamento medio: la linea che unisce i punti equidistanti tra dorso e ventre
- Freccia: distanza tra linea media e corda misurata perpendicolarmente alla corda
- Linea di portanza nulla: la linea, passante per il bordo d'uscita, parallela alla direzione della corrente per la quale la portanza del profilo è nulla
- Incidenza geometrica od angolo d'attacco geometrico: angolo formato dalla corda con la corrente indisturbata



Definite le caratteristiche e le grandezze dei profili, si deve ora scegliere nel panorama dei profili, quello che meglio si addice alla missione.

La scelta è vincolata all'utilizzo del profilo NACA 0015, come da progetto del V-173 Pancake. Questo profilo si presenta come rappresentato nel disegno sottostante.

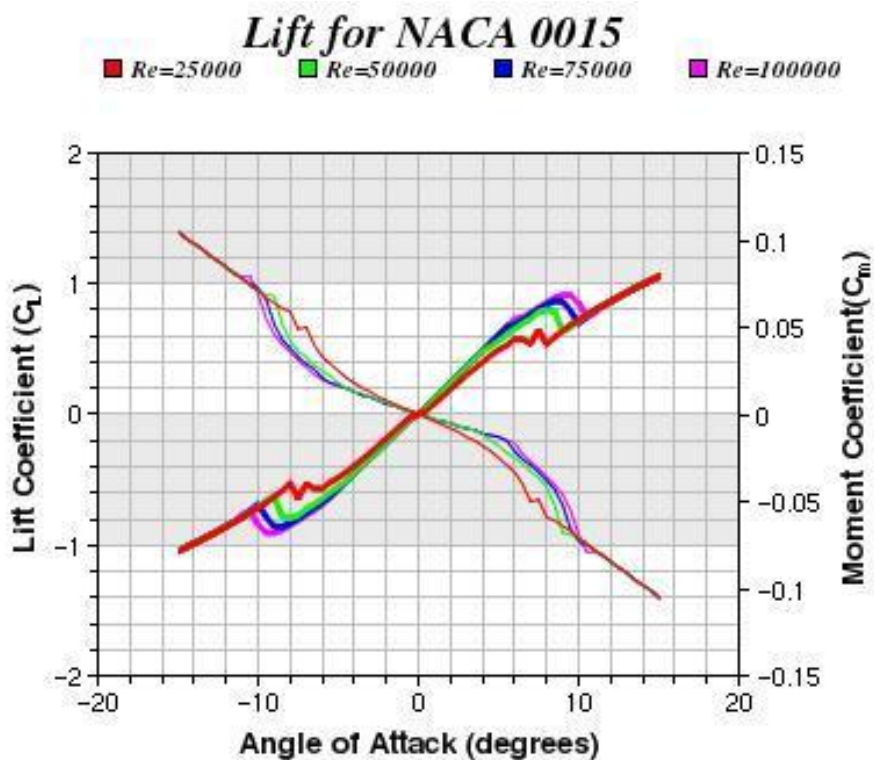


Di seguito riporto le caratteristiche aerodinamiche del profilo, ottenute sperimentalmente:

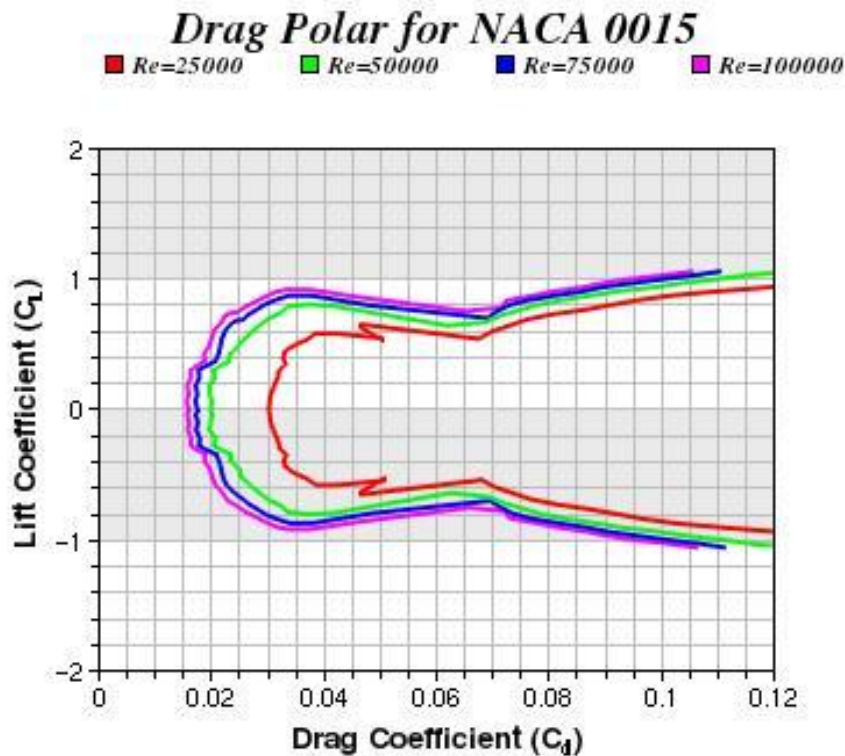
Caratteristica	Valore
Spessore	15 %
Curvatura	0,0 %
Angolo bordo d'attacco	20,5 °
Planarità	37,4 %
Curvatura angolo d'attacco	4,2 %
Coefficiente di portanza massimo	1.052
Angolo di portanza massimo	15.0
Efficienza massima (rapporto L/D)	31.984
Angolo d'efficienza massima (rapporto L/D)	6.0
Massimo rapporto L/D C_L	0,727
Angolo di stallo	9.0
Angolo portanza nulla	0.0

Mentre i grafici sottostanti, riportano l'andamento di alcune grandezze.

Il primo mostra i coefficienti C_L e C_M in funzione dell'angolo d'attacco.



Il secondo invece mette in relazione il coefficiente C_L e il coefficiente C_D



STRUTTURA

Scelta dei materiali

In questa fase del progetto consiglio la sostituzione del Megalite (un sandwich di balsa e alluminio) presente nell'originale, con materiali di ultima generazione e quindi più performanti.

Per la scelta dei materiali è necessario ricordarsi che, quelli comunemente impiegati nelle costruzioni aeronautiche, rispondono ad esigenze particolari, che non emergono nella maggior parte delle comuni costruzioni meccaniche.

I requisiti a cui devono rispondere, sono legati alla necessità di trovare il giusto compromesso tra leggerezza, resistenza e rigidità.

Altri importanti fattori, che influiscono nella scelta del materiale sono:

- possibilità di lavorazione
- infiammabilità
- fragilità
- comportamento a fatica
- sensibilità delle proprietà fondamentali del materiale alle alte e alle basse temperature e in modo particolare alla corrosione

Tra i tanti impiegati in aeronautica, la mia attenzione si è concentrata sui compositi.

Col termine compositi si definiscono quei materiali di solito non presenti in natura, che sono il risultato di una combinazione tridimensionale di almeno due materiali, tra loro chimicamente differenti con un'interfaccia di separazione.

La combinazione così ottenuta vanta proprietà chimico-fisiche non riscontrabili nei singoli materiali che la compongono.

Ciascun costituente mantiene comunque, la propria identità nel composto finale, senza dissolversi o fondersi completamente nell'altro.

Nel campo delle costruzioni aeronautiche il termine "strutture composite" si riferisce a combinazioni di tessuti e resine, dove il tessuto è imbevuto di resina e tuttavia mantiene la sua identità.

I materiali compositi avanzati consistono in una nuova fibra ad alta resistenza, inserita in una matrice epossidica.

Il risultato è un risparmio di peso nelle strutture aeronautiche, ad esempio, a causa di un migliorato rapporto peso-resistenza.

Strutture di grafite-epoxy permettono un risparmio di peso del 20% rispetto all'alluminio.

La riduzione dei pesi è il vantaggio più evidente a supporto della scelta, altri vantaggi rispetto ai materiali tradizionali includono: l'alta resistenza alla corrosione e alla resistenza ai carichi di tipo ciclico (fatica).

Lo svantaggio maggiore, è invece il costo.

I materiali compositi ibridi, sono tipicamente ottenuti aggiungendo fiberglass o kevlar alla matrice di base fibra-epoxy, le aggiunte vengono realizzate per ottenere specifiche caratteristiche quali la resistenza alla rottura o agli impatti.

La maggior parte dei materiali compositi moderni, combina una matrice in resina termoindurente, con rinforzi in fibra, oltre a cellule di rinforzo quali schiume dure e strutture a nido d'ape (honeycomb).

Rinforzi comunemente usati sono: il vetro, il carbonio e le fibre aramidiche, quest'ultime disponibili in varie forme (continue, frammentate, multi-assiali o intessute).

Una scelta oculata dei tipi di rinforzo, permette di tarare le caratteristiche di forza e resistenza della struttura finale su quasi ogni esigenza richiesta dal prodotto finito.

La fibra di vetro è di gran lunga la fibra di rinforzo più usata, di qui il termine GRP (Glass Reinforced Plastic) e FRP (Fiber Reinforced Plastic) usati spesso per descrivere prodotti fatti con compositi.

Le matrici di resina termoindurente più comunemente usate includono: poliestere, epoxy, estere viniliche e fenoliche.

La scelta dei tipi di resine impiegate permette di variare le caratteristiche relative alle temperature d'esercizio, alla resistenza agli agenti chimici, all'aggressione degli agenti atmosferici, alle proprietà di conducibilità elettrica e alla resistenza al fuoco.

Mentre l'uso dei compositi è quasi una scelta obbligata per certi tipi di applicazioni, la selezione del materiale da impiegare è in genere funzione della durata utile richiesta al prodotto finito, del numero totale dei pezzi da produrre, della complessità della forma, del risparmio nei costi di assemblaggio, e, infine, dell'esperienza nell'uso dei compositi.

In molti casi i risultati migliori si ottengono dall'uso combinato di materiali compositi e di materiali tradizionali.

I singoli materiali che formano i compositi sono chiamati costituenti.

La maggior parte dei compositi sono formati da due tipi di costituenti:

- legante, o matrice
- rinforzo

Il rinforzo è di solito molto più rigido e resistente della matrice, e dà al composito le caratteristiche per le quali è conosciuto.

La matrice mantiene i materiali di rinforzo in posizione, e poiché quest'ultimi sono solitamente discontinui tra loro, la matrice ha anche la funzione di trasferimento dei carichi.

In generale i rinforzi di materiali compositi sono di tre tipi:

- particolati
- fibre discontinue
- fibre continue

Un particolato ha approssimativamente le stesse dimensioni in ogni direzione, benché non si sia necessariamente in presenza di elementi sferici.

I rinforzi di materiali compositi si dicono fibre, quando una dimensione diventa prevalente rispetto alle altre.

Rinforzi in fibra discontinua (pezzi di fibra, filamenti) variano in lunghezza da pochi millimetri ad alcuni centimetri

Nel caso dei particolati e delle fibre discontinue la matrice deve trasferire i carichi ad intervalli di tempo estremamente ravvicinati, di conseguenza le proprietà finali del composito non riescono ad avvicinarsi più di tanto a quelle tipiche del rinforzo.

Nel caso di rinforzi di materiali compositi a struttura continua, invece, ci sono poche o nessuna interruzione nella struttura del rinforzo.

In questo modo le proprietà fisico-chimiche del composito vengono incrementate.

Compositi di questo tipo, sono quindi indicati per applicazioni ad alta performance quali quelle sportive o di derivazione aerospaziale.

Come già accennato, tra i rinforzi utilizzati comunemente nelle strutture composite c'è principalmente la fibra di vetro, per i suoi costi, per la resistenza e per le caratteristiche di lavorabilità, al contrario l'industria aerospaziale fa maggior affidamento sulla fibra di carbonio.

In generale il carbonio e le fibre aramidiche ed altri rinforzi speciali, vengono impiegati in campo navale dove le strutture sono progettate per un'ottima efficienza.

La fibra di carbonio offre il più alto valore di resistenza e di durezza di tutti i tipi di rinforzo utilizzati comunemente.

Le fibre non sono soggette ad una tensione di rottura od una tensione a corrosione come con il vetro o gli aramidi, particolarmente notevole è il comportamento alle alte temperature.

Il maggior inconveniente è l'alto costo, che in caso, non è un vincolo.

I materiali usati per le matrici sono solitamente di tipo di plastico e sono conosciuti col nome di plastiche rinforzate.

Esistono altri tipi di matrici, di origine metallica o ceramica, ma quelle plastiche sono di gran lunga le più comuni.

Tra i tipi di plastica più usati per le matrici ci sono:

- resine epossidiche
- resine poliestere

Quello delle resine è probabilmente il gruppo di materiale più difficile da comprendere per i progettisti ed i costruttori.

L'industria ha generalmente fatto affidamento su strutture di resine di poliestere, con orientamenti verso resine di vinilestere ed epossidiche per richieste di progetti strutturali e prodotti di alta ingegneria.

In particolare un tipo di resina performante è realizzata da una buona formulazione delle condizioni di cura, degli additivi e dei catalizzatori.

I materiali compositi sono generalmente disponibili in fogli, un singolo foglio è formato da fibre orientate in una sola direzione, gli unidirezionali, oppure in due direzioni, i bi-direzionali.

Le fibre unidirezionali offrono un'alta resistenza solo lungo la direzione alla quale sono orientate, mentre le fibre multiassiali, rendono il composito resistente in più direzioni.

Esistono anche altri tipi di formati, ma quelle sopra riportate sono quelle maggiormente impiegate.

Le proprietà dei compositi vengono enfatizzate, quando le sollecitazioni a cui sono sottoposti avvengono lungo l'asse di disposizione delle fibre.

Le proprietà della matrice prevalgono nel caso di sollecitazioni perpendicolari, o trasverse alle fibre, poiché in questo caso le sollecitazioni devono essere sopportate dal diametro di ciascuna fibra nella matrice stessa.

Poiché la maggior parte delle strutture non viene sollecitata in un solo senso, di solito si predilige, l'orientamento in più direzioni.

Tale risultato, viene ottenuto con la sovrapposizione di più fogli, e la loro sovrapposizione prende il nome di laminato.

La struttura più efficiente per i compositi, si è rivelata quella dove la maggior parte delle fibre si orienta secondo la direzione dei carichi primari, mentre solo il numero necessario di fibre è orientato nel verso dei carichi secondari, con lo scopo principale di mantenere integra la struttura.

Efficienza, in questo caso, significa minor peso e minor costo, poiché ogni fibra che non è necessaria per sopportare carichi-sforzi è stata probabilmente rimossa.

I tipi di plastica più comuni sono le termoplastiche: polietilene, acrilici e poliesteri.

Questi tipi di plastica possono essere riscaldati e messi in forma, possono anche essere nuovamente riscaldati e riportati allo stato liquido.

I materiali compositi, al contrario, usano resine termoindurenti che allo stato originario hanno la forma di polimeri liquidi e che vengono convertite in solidi durante il processo di modellazione. Questo processo, conosciuto col termine di cross linking, è irreversibile.

A motivo di ciò i compositi hanno una maggiore resistenza al calore e agli agenti chimici e vantano migliori proprietà fisiche e di durata.

I materiali compositi vantano un miglior rapporto peso-resistenza rispetto ad alluminio ed acciaio e possono essere ingegnerizzati, per fornire un'ampia gamma di caratteristiche relativamente a resistenza all'impatto, tensione e flessione.

La resistenza alla corrosione e all'aggressione degli agenti atmosferici tipica dei materiali compositi riduce sensibilmente i costi di manutenzione ed aumenta la durata utile dei prodotti finiti.

Le principali lavorazioni nella realizzazione dei compositi sono:

- laminazione in autoclave (prepreg)
- filament winding
- resin transfer moulding (RTM)
- poltrusione
- vacuum bagging (sacco sotto vuoto)
- compression moulding
- sheet moulding compound (SMC)
- bulk moulding compound (BMC)

- hand lay-up
- spray-up

Scelta della lavorazione

Per la realizzazione di aerei e di imbarcazioni si usa generalmente il processo di resin transfer moulding (RTM).

Tale sistema consente di ridurre notevolmente le procedure e i tempi di produzione, migliorando decisamente la qualità del prodotto finito, soprattutto per quanto riguarda le superfici, risultando così, assai competitivo e flessibile rispetto alle tecnologie tradizionali.

Le fasi si possono definire in questa maniera:

- apertura dei due semistampi (maschio e femmina), dove si applica la fibra a secco
- chiusura dei due semistampi
- iniezione della resina (tramite alcuni fori disposti lungo lo stampo)

La resina segue un flusso che deve essere accuratamente previsto, per poter impregnare totalmente la fibra, disposta secondo alcune specifiche, ed evitare il verificarsi di spostamenti delle fibre stesse in seguito alla spinta esercitata dalla resina.

La tecnologia RTM permette di realizzare prodotti a spessore costante e non, ed inoltre consente di annegare inserti, dando così la possibilità di poter stampare pezzi in un vasto range di dimensioni, in una variabile di materiali compositi, a seconda delle esigenze.

Un primo vantaggio del RTM è la separazione del processo di stampaggio, dalla progettazione dell'architettura delle fibre.

Tenendo la fase di pre-forma delle fibre separata dalla fase di iniezione e da quella di cura, si lascia la possibilità al progettista di creare tessuti di preforma da sistemare precisamente dentro lo stampo. Il volume delle fibre è facilmente esaminabile, poiché sia la resina che le fibre possono essere controllate separatamente.

Il volume della matrice può essere verificato da un distributore, mentre quello delle fibre può essere ottenuto pesando la pre-forma.

Alcuni vantaggi dell'RTM sono:

- Buona qualità superficiale
- Flessibilità degli stampi
- Forme grandi e complesse
- Buona disponibilità di resine utilizzabili
- Buona disponibilità di rinforzi utilizzabili
- Frazione di volume delle fibre facilmente controllabile

Altri materiali

Un'altra tipologia che sta riscuotendo grande successo nella fabbricazione degli aerei, è quella dei pannelli sandwich in composito.

L'utilizzo di laminati ibridi in carbonio e carburo di silicone, per rinforzare pannelli in composito a matrice ceramica, uniti a riempitivi in schiuma ceramici, crea appunto strutture in sandwich, capaci di resistere in ambienti con flussi di calore molto elevati (150 W/cm^2).

In questo caso il riempitivo genera un salto di temperatura di 1000°C tra le due facce, senza alcun danno strutturale, inoltre queste strutture mostrano una elevata resistenza all'urto e ciò le rende adatte alla realizzazione di bordi d'attacco o superfici di comando dei velivoli.

E' importante ottenere nel laminato delle facce un coefficiente di espansione termica compatibile con quello del riempitivo, in modo da poter realizzare il sandwich in maniera integrata senza delaminazioni indotte dalle temperature.

Per fare questo, si può agire su vari parametri, che influiscono anche sulle caratteristiche meccaniche, come il livello di porosità della schiuma riempitiva, lo spessore totale della struttura, il rapporto tra spessore delle facce e del riempitivo, i costituenti delle fibre delle facce e il loro rapporto.

Le facce e il riempitivo non sono fabbricate separatamente e poi incollate, ma vengono unite tramite deposizione chimica di vapore, eliminando i rischi di scollaggi durante l'uso.

Con questo concetto strutturale è possibile ottenere pannelli ad elevata resistenza e rigidità ma con una bassa densità, si parla di 1.06 g/cm^3 .

Con questa tecnologia decade la necessità di aggiungere strati protettivi non strutturali, per la protezione delle strutture dalle alte temperature, con una conseguente riduzione del peso.



PIANO DI CODA ORIZZONTALE

I piani di coda, sono costituiti da:

- Parte fissa: definita Stabilizzatore
- Parte mobile: definita Equilibratore o alettone

Lo scopo degli alettoni, cioè delle superfici mobili in modo asimmetrico situate sull'estremità alare, è quello di controllare il velivolo attorno all'asse di rollio.

Quando un alettone ruota verso il basso, si viene a creare, sulla parte dell'ala dove è installato, un aumento di portanza.

Quello che invece ruota verso il basso contribuisce a creare una diminuzione di portanza.

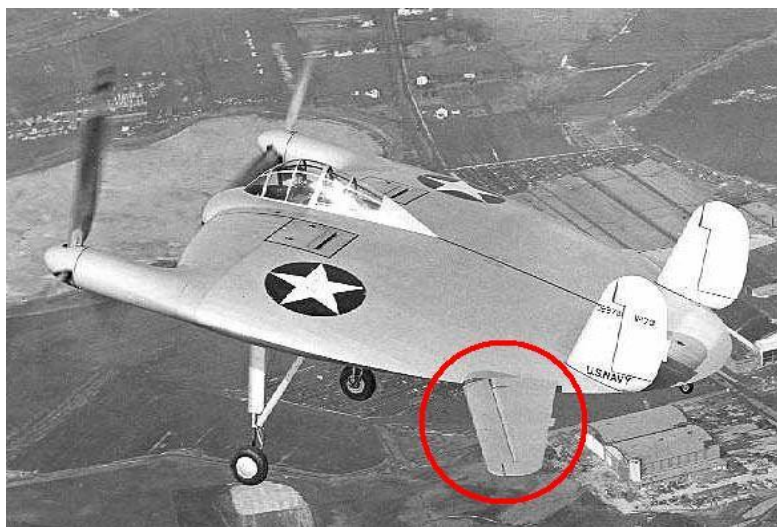
Questi due effetti, che si suppongono uguali e simmetrici rispetto all'asse di rollio, determinano un momento attorno al suddetto asse, che verrà chiamato momento degli alettoni.

Poiché c'è un differente comportamento degli alettoni a causa degli effetti del coefficiente di portanza C_L e del coefficiente di resistenza C_D , nella realtà si verificherà un movimento differenziale dei due alettoni, tale per cui, la rotazione di quello che si alza è minore di quello che si abbassa.

Quando si crea una rotazione attorno all'asse di rollio, dovuta al momento degli alettoni, si ha la nascita di un momento di smorzamento aerodinamico, causato dalla variazione di assetto rispetto al vento, relativo alle sezioni delle due "semiali", per il quale l'incidenza dell'ala che sale diminuisce, mentre l'incidenza dell'ala che scende aumenta.

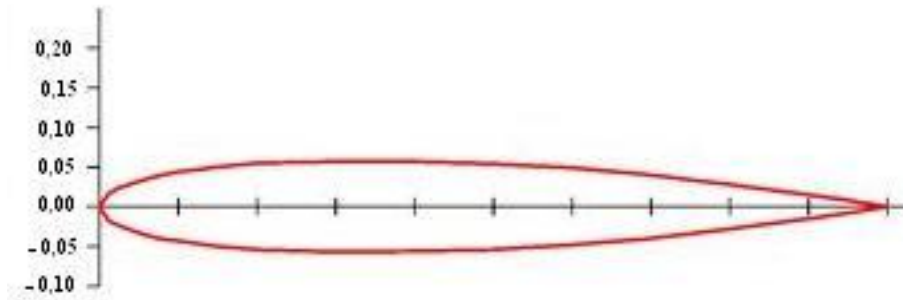
Ricordo che nascerà in opposizione alla rotazione attorno all'asse di rollio, un momento d'inerzia.

Per avere equilibrio, la somma dei momenti sarà nulla.



Lo stabilizzatore del V-173, aveva un profilo NACA 0012-64.

Ecco come si presenta il profilo scelto.

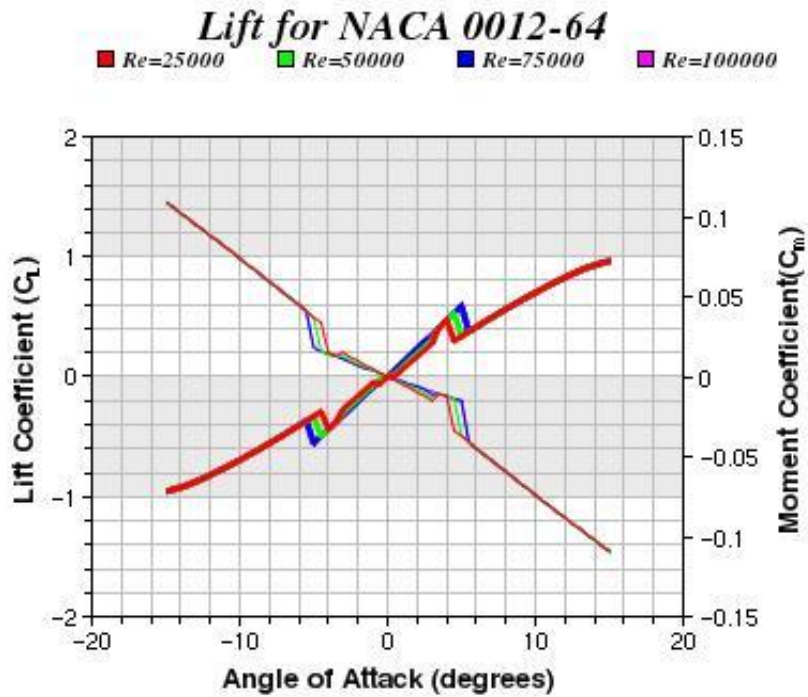


Nella tabella sotto riportata, appaiono le caratteristiche aerodinamiche del profilo, ottenute sperimentalmente.

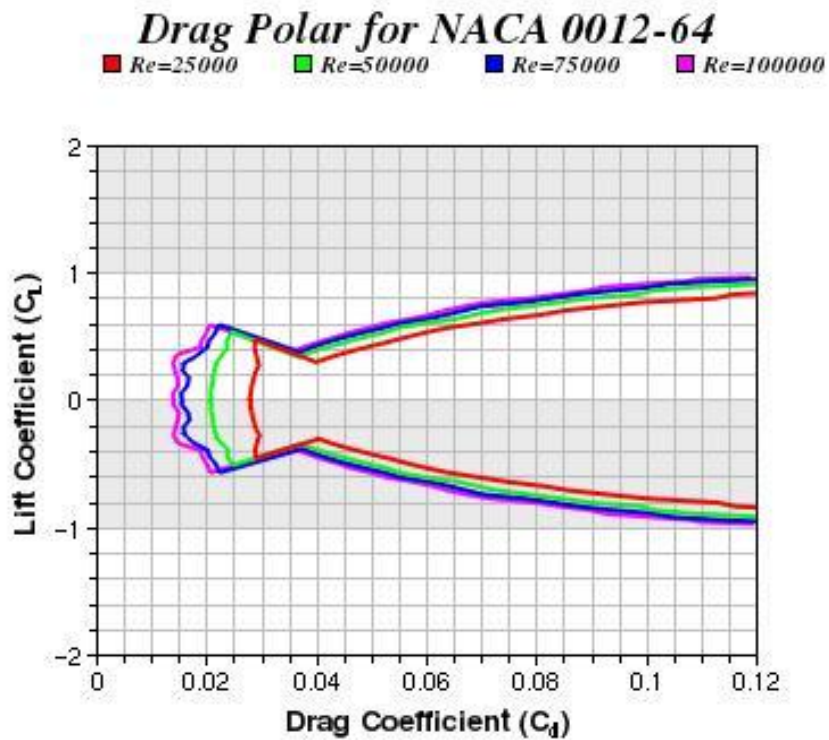
Caratteristica	Valore
Spessore	12 %
Curvatura	0 %
Angolo bordo d'attacco	21,1 °
Planarità	54,1 %
Curvatura angolo d'attacco	3,2 %
Coefficiente di portanza massimo	0.962
Angolo di portanza massimo	15.0
Efficienza massima (rapporto L/D)	28.574
Angolo d'efficienza massima (rapporto L/D)	5.0
Massimo rapporto L/D C_L	0,588
Angolo di stallo	5.0
Angolo portanza nulla	0.0

Anche in questo caso si mostrano, i grafici relativi ai coefficienti.

Il primo grafico mostra i coefficienti C_L e C_M in funzione dell'angolo d'attacco.

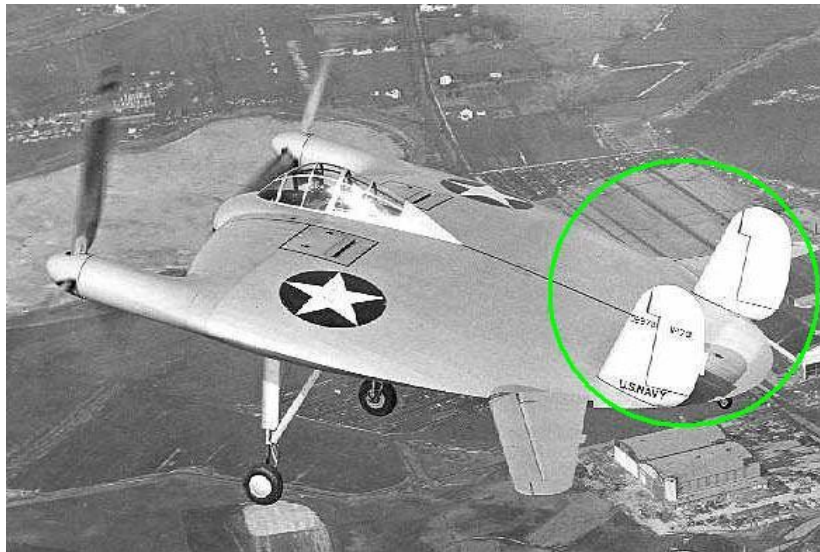


Il secondo invece mette in relazione il coefficiente C_L e il coefficiente C_D



PIANO DI CODA VERTICALE

Per quanto riguarda il piano di coda verticale presente nell'originale, si è pensato di eliminarlo.



La motivazione che ci ha spinti a tale conclusione, è il fatto che, per mezzo del power shift, realizzato dai motori, la funzione degli stessi veniva meno.

Col termine power shift, s'intende la capacità dei motori, mediante un controller, di diminuire la velocità di rotazione.

Questo permette all'aereo di ruotare proprio verso i motori che diminuiscono il numero di giri.

Tale sostituzione permette inoltre, di alleggerire il velivolo.

FUSOLIERA

Nel mio caso la fusoliera avrà il compito di contenere:

- Payload
- Pacco batterie
- Fuel Cells
- Serbatoi d'acqua

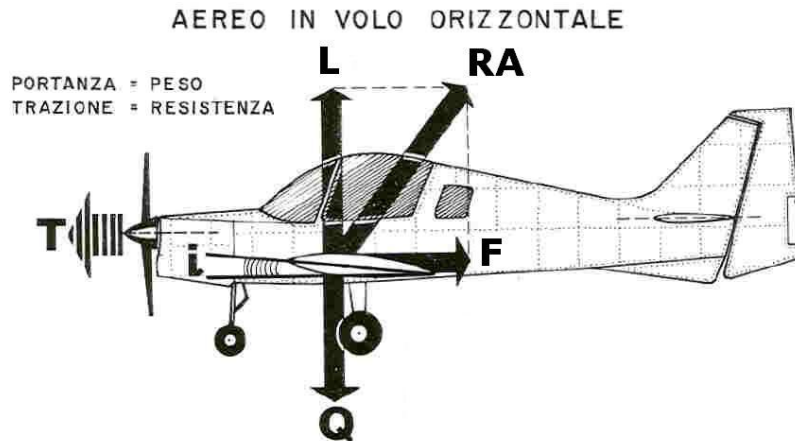
Rispetto al V-173 Pancake la mia sarà ricavata internamente al profilo alare, visto lo spazio presente.

La disposizione dovrà comunque effettuata realizzata, mantenendo i pesi disposti in maniera tale, da bilanciare il velivolo.

CALCOLI E SIMULAZIONE

La seguente figura, mostra le forze che agiscono su un aereo, quando sta volando in moto rettilineo uniforme.

Dall'equilibrio di tali forze si riesce a determinare la potenza necessaria per effettuare il volo.



Quando si parla di potenze necessarie, s'intende il prodotto fra la resistenza e la velocità, di seguito è mostrata la formula:

$$P = F_R * V$$

Nel caso di volo orizzontale rettilineo uniforme, valgono le seguenti relazioni:

- Forza resistente

$$F_R = \frac{1}{2} * \text{densità} * S * v^2 * C_D$$

- Portanza

$$L = \frac{1}{2} * \text{densità} * S * v^2 * C_L$$

Dove con S s'identifica la superficie alare, con v la velocità in m/s, con C_D il coefficiente di resistenza e con C_L il coefficiente di portanza.

Per quanto riguarda la scelta dell'elica, analizzerò la metodologia di calcolo nella configurazione definitiva del velivolo.

Risulta importante, al fine di ricavare una simulazione corretta, il numero di Reynolds del velivolo, la formula è la seguente:

$$Re = \rho_0 * U * L / \nu_i$$

Dove:

- ρ_0 = densità alla quota di volo
- U = velocità in m/s
- L = lunghezza del velivolo in m
- ν_i = viscosità cinematica alla quota di volo in $\text{Pa} \cdot \text{s}$

Con le dimensioni scelte nel progetto, i valori di ρ_0 , “ ν_i ” sono ricavati dalle tabelle, mentre la velocità è stata imposta a 55,56 m/s.

Si ricava così, il numero di Reynolds:

$$Re = 10237339 = 10,24 * 10^6$$

Questo valore indica che il moto è Turbolento.

Per poter ricavare tali forze, è stata realizzata una simulazione fluidodinamica, su un modellino, da cui ho ricavato i valori richiesti.

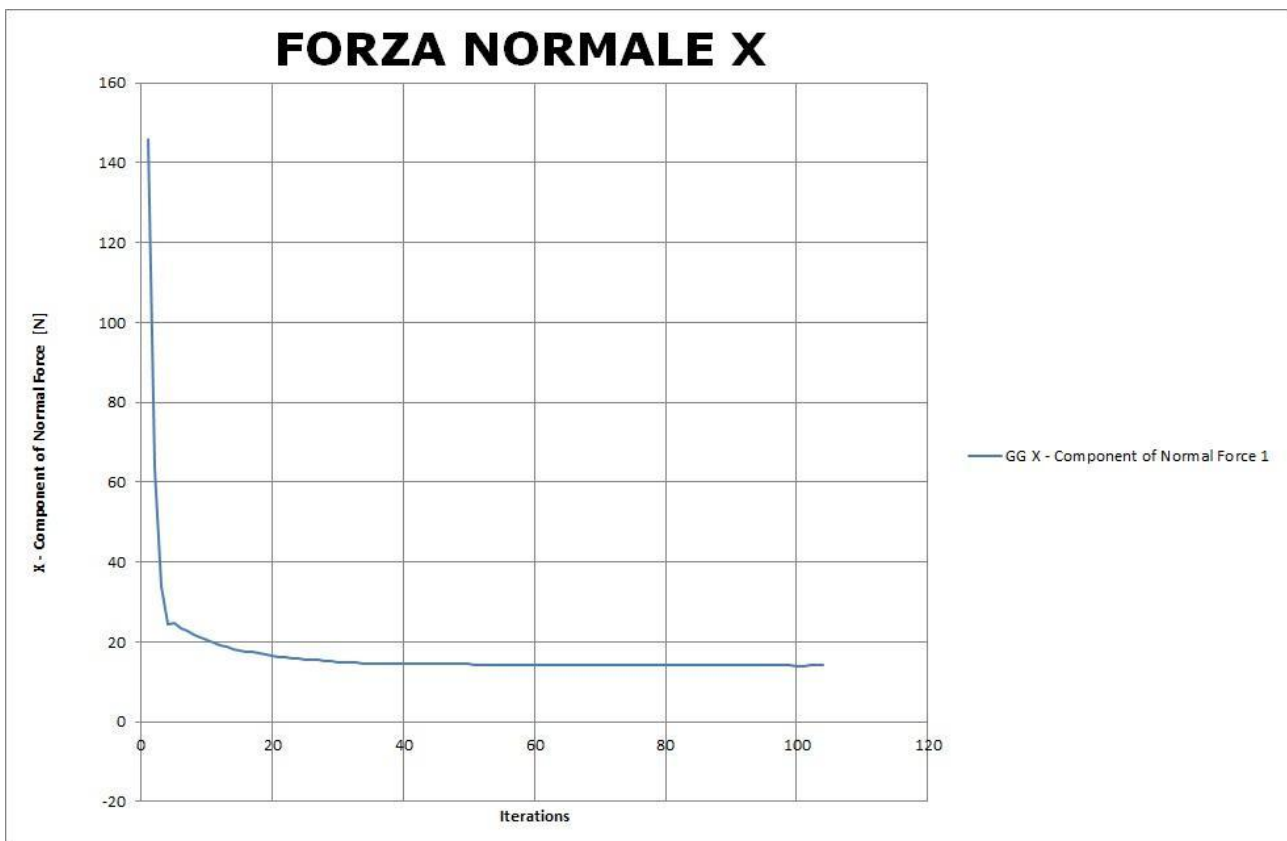
L'immagine qui riportata,, mostra l'andamento della simulazione riferita ad un modellino del Pancake:



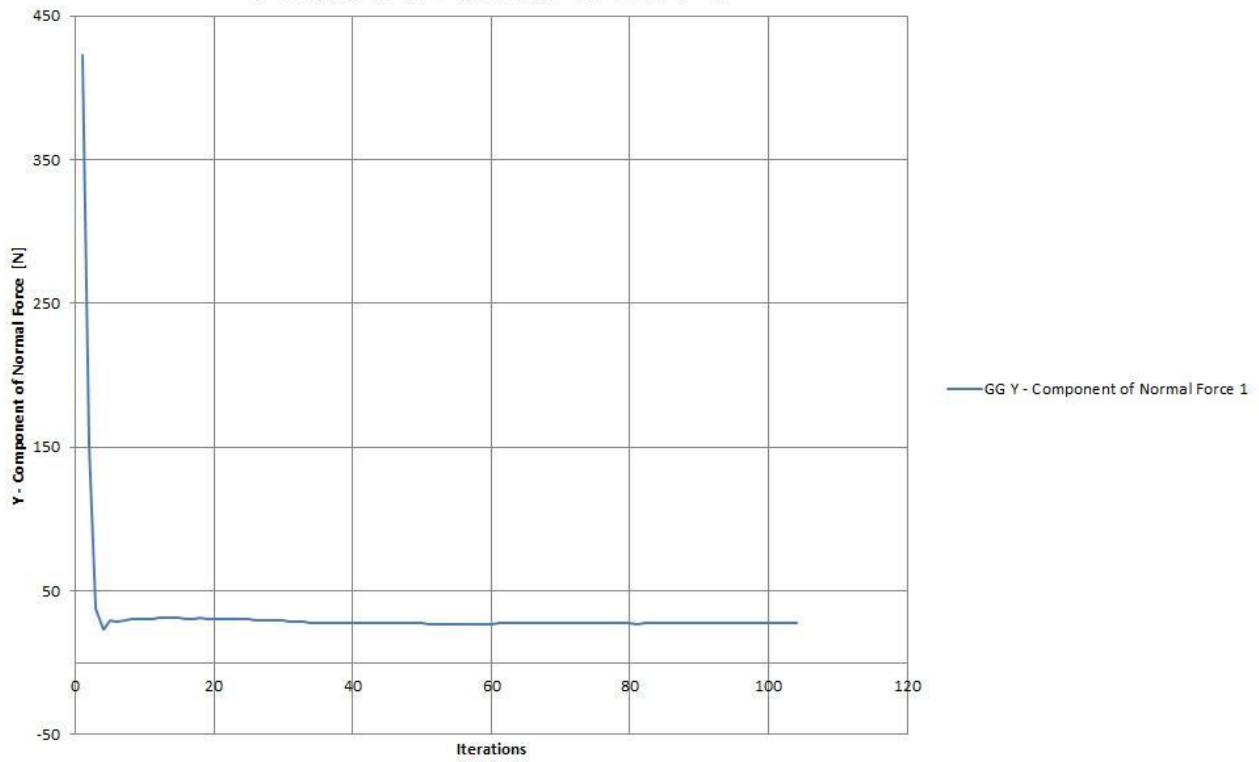
I risultati sono riportati nella tabella della pagina che segue, insieme ai relativi andamenti delle forze.

Nome	Unità	Valore	Valore nominale	Valore minimo	Valore massimo
Componente normale forza (X)	N	14,09342674	14,20041317	14,05878296	14,36573877
Componente normale forza (Y)	N	27,3645499	27,40658912	27,2373472	27,66968688
Componente forza (X)	N	14,80028615	14,94981622	14,77078689	15,14465001
Componente forza (Y)	N	27,31980142	27,36495572	27,20019315	27,62900037

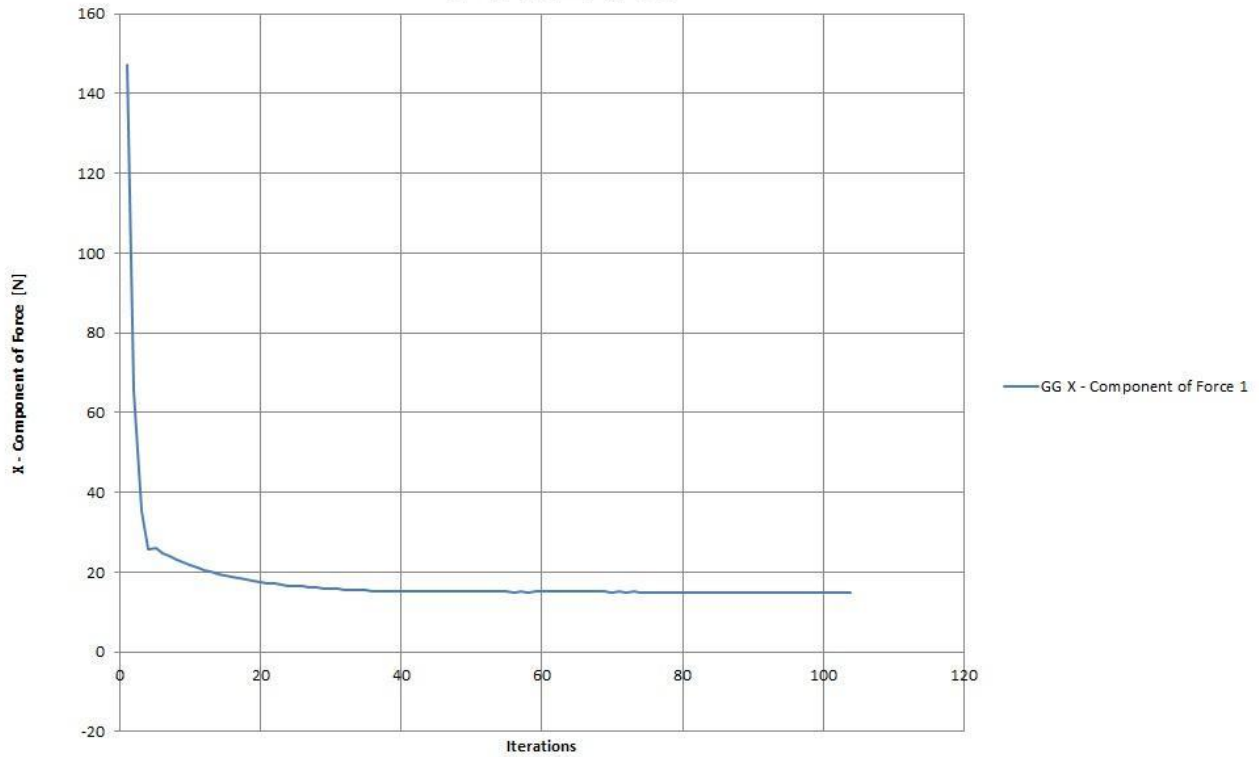
Nelle pagine successive sono riportati i grafici degli andamenti delle quattro forze.

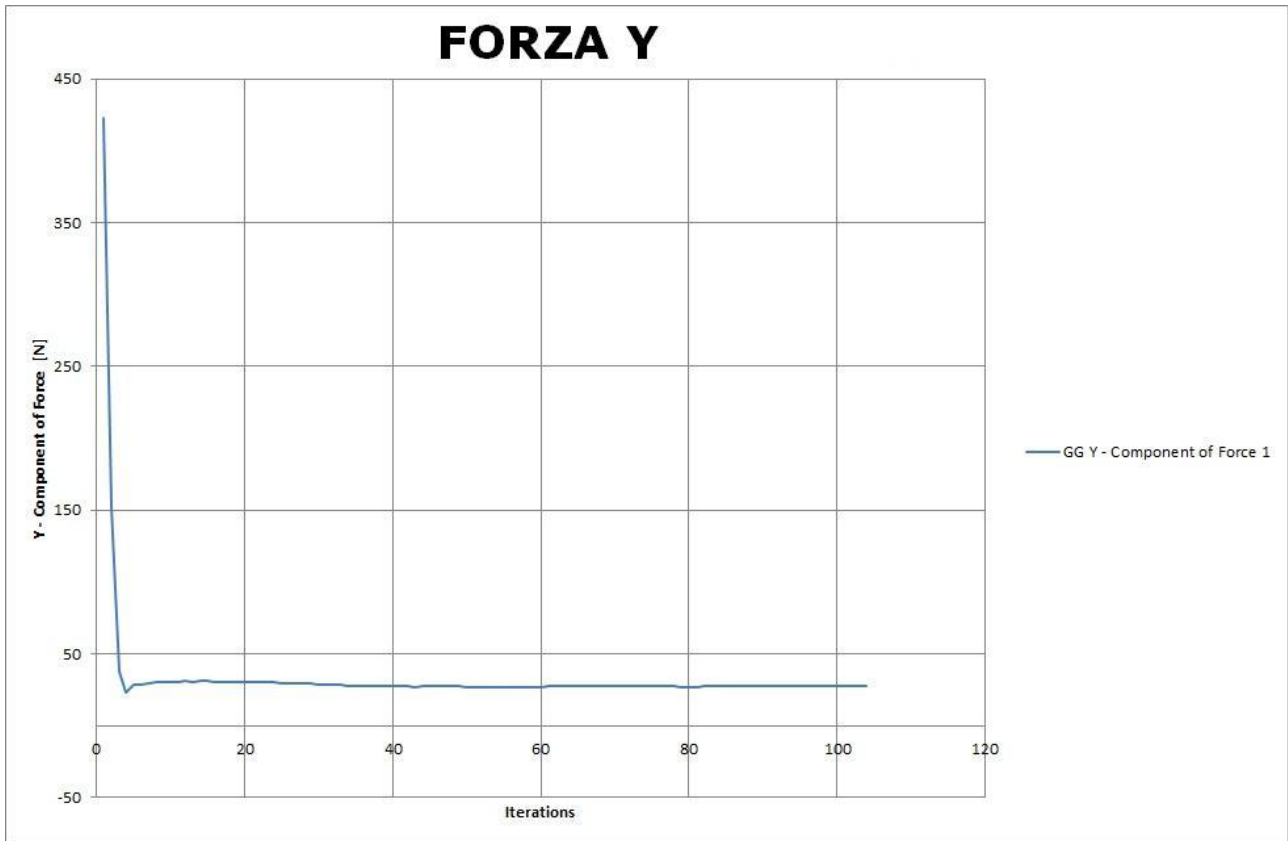


FORZA NORMALE Y



FORZA X





Con l'ausilio del software di calcolo MATHEMATICA, si è risolto l'equazione ricavando la forza resistente e la conseguente potenza che i motori dovranno erogare:

$$F_R = 3062,4 \text{ N}$$

$$\text{Potenza} = 169116,32 \text{ W approssimabile per eccesso a } 170 \text{ Kw}$$

Da un secondo utilizzo del software si è ricavata la portanza generata, ad una quota di 25000 m e ad una velocità di 55,56 m/s.

$$L = 61249 \text{ N}$$

Nota la portanza è immediato il calcolo il peso massimo del motoaliante, dividendo tale valore per l'accelerazione di gravità pari a $g = 9,81 \text{ m/s}^2$.

$$Q = L/g = 6243 \text{ Kg}$$

Nota la potenza necessaria è possibile ricavare il numero di motori che consentono al velivolo di volare.

Ricercando tra le tipologie di motori elettrici prodotti dalla Yuneec, ho scelto la quello da 60 kw.

La tabella sotto riportata, mostra le caratteristiche della motorizzazione.

Motor Designation	Power Drive 60
Power (Kw):	60Kw
Power (Hp):	81HP
RPM:	2,400
Type	Direct Drive Brushless
Control:	Internal Sensor
Diameter:	280mm (11")
Length - PD10:	209mm (8.25")
PD10+:	“
Weight - PD10:	30Kg (66lbs)
PD10+:	
Voltage	
Minimum:	161V
Maximum:	190V
Optimum:	166.5V
Current Drain	
Maximum:	342A
Cruise:	220A
Bearing Qty:	2
Propeller Hub Diameter:	100mm (3.95")
Propeller Bolt size:	M8
Propeller Bolt Qty:	6
Mounting Dimensons:	Ø 240mm (9.45")
Mounting Bolt size:	M10
Mounting Bolt Qty:	6
Plug System:	E-Plug (OEM)

Nota la potenza che il singolo motore può erogare, circa 60 Kw, ricavo la quantità totale di motori:

$$\text{Numero Motori} = 3$$

VERIFICA DELLA FATTIBILITA'

Fatte le dovute scelte su celle solari, celle ad idrogeno e batterie, sono andato a verificare la fattibilità del progetto.

Con l'ausilio del software MATHEMATICA, ho potuto riscontrare che il progetto iniziale non risultava fattibile.

La causa fondamentale del fallimento è il peso eccessivo dell'oggetto, non sostenibile dalla portanza.

11 SECONDA CONFIGURAZIONE (FINALE)

Per creare un velivolo che potesse, in via teorica volare, ho pensato di modificare la struttura iniziale, prendendo spunto, questa volta, dai modelli esistenti.

Le modifiche apportate saranno di carattere strutturale e geometrico, in quanto i profili NACA saranno comunque mantenuti.

Tale scelta è stata fatta, perché permette l'uso di dati già in possesso.

Ritengo inoltre che, definire un profilo non catalogato, richiederebbe uno step d'analisi fluidodinamiche per la definizione delle caratteristiche del profilo scelto.

Considerare invece un profilo catalogato permette di saltare questa fase, in quanto sono già tabulati i valori prestazionali dei profili scelti.

CARATTERISTICHE

Dimensioni di progetto

In questo caso, ho considerato fondamentale, lasciare la medesima apertura alare, mentre la lunghezza eccessiva, è stata ridimensionata.

Ecco le dimensioni reali:

- Apertura alare = 64 m
- Lunghezza = 30 m
- Superficie alare = 700 m²

PROFILO ALARE

Caratteristiche e dimensioni

Come accennato in precedenza, il profilo NACA 0015 e l'angolo d'attacco dell'ala di 5°, non hanno subito cambiamenti.

La differenza riscontrabile col modello precedente, è che le dimensioni sono state notevolmente ridotte, come si può ben vedere dalla superficie alare ottenuta.

La scelta è stata fatta in quanto sarà necessario avere un numero di pannelli inferiore, rispetto al caso iniziale.

Per ragioni strutturali, l'ala principale si presenterà formata da un'unica struttura, lunga 64 m e larga 10, inoltre sarà alloggiata sulla parte superiore della fusoliera.

STRUTTURA

Scelta dei materiali, della lavorazione e altri materiali.

Come suggerito nella configurazione iniziale, i materiali più idonei alla realizzazione di un velivolo dalle caratteristiche così spinte, sono i compositi, in modo particolare per le superfici del profilo alare, della fusoliera e del piano di coda.

Per quanto riguarda la realizzazione dei componenti relativi alla motorizzazione e ai sistemi di trasmissione, ritengo che l'uso di alluminio speciali come l'Avional e titanio, possano essere le soluzioni più idonee.

PIANO DI CODA ORIZZONTALE

In questo caso il profilo alare impiegato è ancora il NACA 0015, mentre la geometria è stata notevolmente modificata, questo per adeguarsi alla nuova configurazione.

Le dimensioni reali saranno le seguenti:

- Lunghezza = 15 m
- Larghezza = 4 m

PIANO DI CODA VERTICALE

La nuova soluzione ha richiesto il ripristino del piano di coda verticale, precedentemente eliminato.

Il profilo adottato è ancora il NACA 0012-64, come da progetto originale, mentre le dimensioni saranno le seguenti:

- Lunghezza = 6 m
- Larghezza = 2 m

FUSOLIERA

La differenza sostanziale con la soluzione iniziale, è che questa volta, si presenta come un corpo a se stante, e non inglobata all'interno del profilo alare.

La lunghezza della fusoliera è di circa 28 m, dove nella parte frontale, sarà ricavato lo spazio per contenere le strumentazioni di bordo:

- Payload
- Pacco batterie
- Fuel Cells
- Serbatoi d'acqua

Ricordo inoltre che sarà previsto il dispositivo di attacco/stacco rapido, per mettere al velivolo di separarsi dal sistema di decollo.

CALCOLI

In questa trattazione finale, si procederà al calcolo scritto, per permettere una migliore comprensione delle fasi di progettazione.

Come fatto in precedenza, si calcola il numero di Reynolds che possiede il velivolo, ricordando le grandezze impiegate:

- Lunghezza = 10 m
- Larghezza = 64 m
- Velocità = 55,56 m/s
- Viscosità cinematica alla quota di volo = $1,45 \cdot 10^{-5}$ Pa*s

Il valore ottenuto è il seguente:

$$Re = 1,4 \cdot 10^6$$

Anche in questo caso il moto è Turbolento.

Per i calcoli successivi, andremo ad utilizzare i valori del coefficiente di drag e di lift pari a:

- $C_D = 0,016$
- $C_L = 0,38$

Tali valori sono stati ricavati per via sperimentale, verificabili anche nei grafici riportati nel paragrafo relativo ai profili.

Si calcola ora la forza resistente e la portanza

- Forza resistente

$$F_R = \frac{1}{2} * \text{densità} * S * v^2 * C_D = 0,5 * 0,016 * 0,039 * 700 * 55,56^2 = 674,18 \text{ N}$$

- Portanza

$$L = \frac{1}{2} * \text{densità} * S * v^2 * C_L = 0,5 * 0,38 * 0,039 * 700 * 55,56^2 = 16012 \text{ N}$$

Con le grandezze così ottenute calcolo la potenza necessaria al volo orizzontale rettilineo, e il peso massimo che il velivolo potrà avere.

- Potenza necessaria

$$P = F_R * v = 674,18 * 55,56 = 37458 \text{ W} = 37,458 \text{ Kw} \text{ approssimabile per eccesso a } 40 \text{ Kw}$$

- Peso del velivolo

$$Q = L / g = 1632 \text{ Kg}$$

Dove con g indico l'accelerazione di gravità pari a $9,81 \text{ m/s}^2$

SCELTA DEL MOTORE

Per la motorizzazione, mi affido nuovamente alla Yuneec.

In questo caso si impiegheranno, 4 motori da 10 kW.

Ecco le caratteristiche.

Motor Designation	Power Drive 10
Power (Kw):	10Kw
Power (Hp):	13HP
RPM:	2,400
Type	Direct Drive Brushless
Control:	Internal Sensor
Diameter:	160 mm (11")
Length - PD10:	114 mm (8.25")
PD10+:	127 mm (5")
Weight - PD10:	4,5 Kg (10lbs)
PD10+:	6 Kg (13,2 lbs)
Voltage	
Minimum:	50 V
Maximum:	75 V
Optimum:	66 V
Current Drain	
Maximum:	180 A
Cruise:	55 A
Bearing Qty:	3
Propeller Hub Diameter:	60 mm (2,35")
Propeller Bolt size:	M6
Propeller Bolt Qty:	4
Mounting Dimensons:	Ø 140mm (5,5")
Mounting Bolt size:	M8
Mounting Bolt Qty:	4
Plug System:	E-Plug (OEM)

SCELTA DELL'ELICA

Per convertire in maniera ottimale la potenza erogata dal motore, occorre scegliere l'elica che meglio si addice alle esigenze di volo.

Per poter fare la giusta scelta occorre definire alcuni parametri, ovvero assegnare le condizioni di esercizio per cui si vuole ottimizzare l'elica stessa.

Le condizioni d'esercizio che si possono ipotizzare per lo studio, sono le seguenti:

- "ro" (Kg/ m³) densità della quota vola il motoaliante
- v (m/s²) velocità alla quale si vuole ottimizzare l'elica
- n (giri/s) numero di giri a regime dell'elica
- P (W) la potenza erogata dal singolo motore

Tutte queste condizioni sono riunite in un coefficiente definito coefficiente di scelta o di velocità, che si determina attraverso la seguente formula:

$$C_s = v * (ro / (P * n))^{1/5}$$

In funzione di tale coefficiente sono riportati generalmente, i grafici relativi ad alcune famiglie di eliche, il rendimento e il rapporto di funzionamento.

Ogni curva è caratterizzata da un valore costante del calettamento B.

Viene inoltre definito come rapporto di funzionamento:

$$G = v / n * D$$

Dove con la lettera D si indica il diametro in metri.

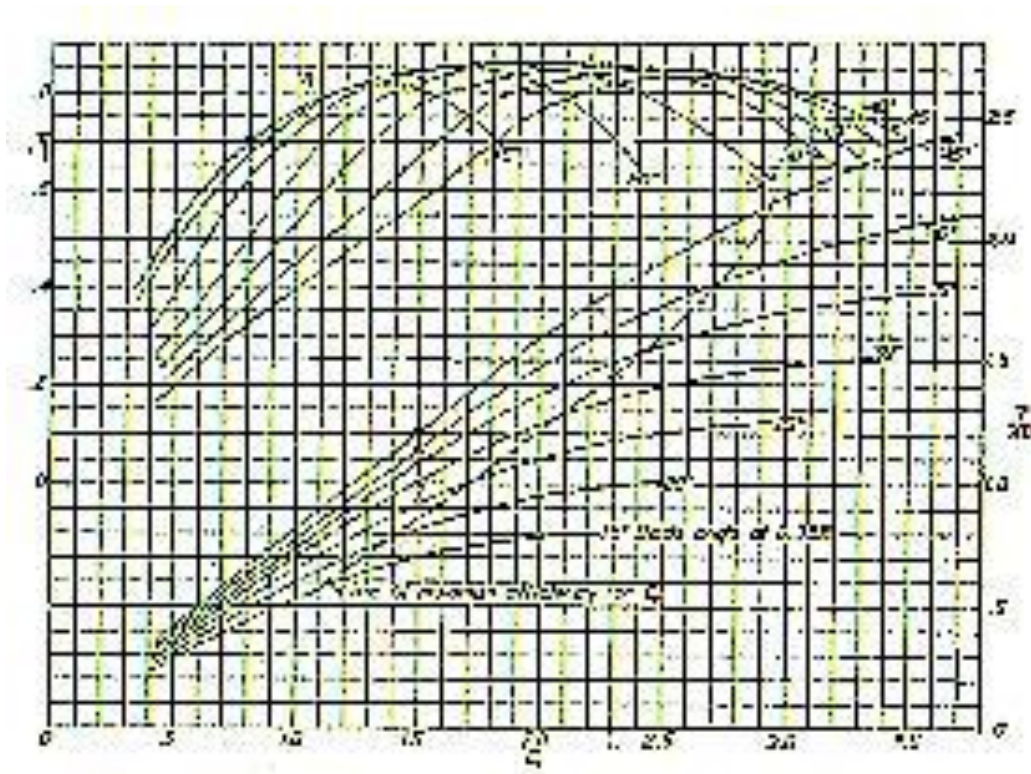
Nel mio caso le grandezze sono le seguenti:

- ro = 0,039 Kg/ m³
- v = 55,56 m/s²
- n = 40 giri/s
- P = 10000 W (potenza erogata da ogni singolo motore)

Posso ora calcolare il coefficiente di scelta C_s con il quale determino il diametro ottimale dell'elica per la condizione di utilizzo prestabilita.

$$C_s = 55,56 * ((0,039/10000 * 40^2))^{1/5} = 1,05$$

Ora è possibile determinare attraverso i grafici relativi all'elica secondo la linea dei massimi rendimenti ammissibili.



Con l'ausilio del grafico è possibile determinare le seguenti grandezze:

- $G = 0,65$
- $E = 0,7$
- $B = 20^\circ$ alla sezione del 75% del raggio di pala

A questo punto ricavo con l'ausilio della formula precedentemente scritta il diametro dell'elica.

$$D = v / n * G = 55,56 / (40 * 0,65) = 2,14 \text{ metri}$$

Occorre tenere presente la velocità periferica dell'estremità della pala, infatti si possono verificare problemi di comprimibilità a causa dell'elevato numero di giri dell'elica.

In condizioni standard la velocità del suono nell'aria è di 340,2 metri al secondo e il numero di Mach accettabile all'estremità dell'elica è compreso tra 0,75 e 0,8.

Da una stima relativa alla velocità del suono alla quota di volo, 298 m/s a 25000 m, risulta che, il diametro calcolato è accettabile.

FABBISOGNO ENERGETICO E POTENZE EROGATE

Motorizzazione

La potenza richiesta dai motori è di 40 kW, ed il loro funzionamento è costante, ovvero per 24 ore. Da queste semplici considerazioni è possibile ricavare l'energia totale richiesta.

$$\text{Energia} = 40 * 24 = 960 \text{ kWh}$$

Il peso di un singolo motore è pari a :

$$\text{Peso motore} = 6 \text{ kg}$$

Ricavo quindi il peso complessivo dei motori:

$$\text{Peso Tot motori} = \text{Peso motore} * n = 6 * 4 = 24 \text{ kg}$$

Una stima approssimativa guardando tra i principali produttori (Hartell, Hoffmann, GT propeller, Ivoprop e FP propeller) del peso di un'elica di tali dimensioni, realizzata con materiali compositi, e con mozzo è di circa 15 kg.

$$\text{Peso Tot eliche} = 15 * n = 60 \text{ kg}$$

Un peso accettabile per gli inverter, può di 5 kg.

$$\text{Peso Tot inverter} = 5 * n = 20 \text{ kg}$$

Ricordo anche il peso dell'inverter fotovoltaico.

$$\text{Peso inverter.f} = 9 \text{ kg}$$

Noti i pesi degli elementi che compongono l'impianto di propulsione, è interessante calcolare il peso totale:

$$\begin{aligned} \text{Peso Tot S.P} &= \text{Peso Tot motori} + \text{Peso Tot eliche} + \text{Peso Tot inverter} + \text{Peso inverter.f} = \\ &= 24 + 60 + 20 + 9 = 113 \text{ kg} \end{aligned}$$

Pannelli solari

Le celle fotovoltaiche andranno a ricoprire la superficie dell'ala principale e dell'ala di coda, avendo a disposizione una superficie stimata di 691 m².

Ricavando dai grafici e dalle tabelle relative alle celle, ho ottenuto i seguenti valori:

- R = Rendimento = 29,5%
- Pe = Potenza erogata = 135,3 mW/cm²
- Q = Peso = 84 mg/cm²

Per prima cosa calcolo la potenza effettiva erogata dalle celle:

$$P_{eff} = P_e * R = 39,91 \text{ mW/cm}^2$$

Utilizzando le dimensioni standard a cui sono fornite le celle: 26,62 cm² e 59,65 cm² e dopo aver constatato che il rapporto peso potenza è praticamente lo stesso, sono andato a calcolare la potenza effettiva che ogni singola cella produce, e il relativo peso.

$$P_{eff} \text{ singola cella} = 39,91 * 26,62 = 1062,40 \text{ mW} = 0,0010624 \text{ kW}$$

$$\text{Peso singola cella} = 84 * 26,62 = 2236,08 \text{ mg} = 0,002236 \text{ kg}$$

Come mostrato nel paragrafo relativo alle celle, esistono quattro periodi particolari dell'anno, i calcoli che seguiranno prenderanno in esame il caso peggiore, ovvero il solstizio d'inverno.

Ricordo che, come esempio, si è assunto che il velivolo si trovasse alla latitudine di 44,14°N, alla longitudine di 12,1°E e alla quota di 25000 m.

I dati fornitimi da precedenti lavori sono i seguenti (solstizio d'inverno):

- Durata del giorno (D_G) = 10 h
- Durata della diffusività (D_D) = 0
- h = 1
- Sommatoria Angoli (S.A) = 7,7978

Si è dunque nelle condizioni di calcolare l'energia prodotta

$$\text{Energia} = S_p * (h * I * SA + I_{DIFF} * D_D) * R = 960 \text{ kWh}$$

Ricordando che la superficie di una cella è di 0,002662 m² e nota la superficie totale che ho a disposizione per le celle, è possibile calcolare il numero totale di celle.

$$N \text{ Tot Cella} = S \text{ tot} / S \text{ cella} = 259283 \text{ celle}$$

Nota la quantità totale, è facile ricavare il peso complessivo dell'impianto fotovoltaico installato.

$$\text{Peso Tot Cella} = N \text{ Tot Cella} * Q = 259283 * 0,002236 = 580 \text{ Kg}$$

Questo quantitativo è in grado di fornire l'energia per il funzionamento dei 4 motori per 24 ore.

Celle ad Idrogeno o Fuel Cells

I dispositivi scelti sono suddivisi in due parti: la fuel cell e cartuccia di ricarica.

I dati che verranno mostrati nel seguito, sono ricavati dalle tabelle presenti nel paragrafo ad esse dedicato.

Per le celle ad idrogeno i dati sono:

- $Q = \text{Peso Singola Cella} = 0,47 \text{ kg}$
- $P_{\text{cella}} = \text{Potenza Cella} = 0,2 \text{ kW}$

Nota la potenza richiesta dai motori, 40 kW, è possibile calcolare il numero totale di fuel cell necessarie al funzionamento degli stessi.

$$N \text{ Tot F.C} = P_m / P_{\text{cella}} = 200 \text{ fuel cell}$$

Noto il peso della singola, ricavo il peso totale.

$$\text{Peso Tot F.C} = Q * N \text{ Tot F.C} = 200 * 0,47 = 94 \text{ kg}$$

Calcolo ora la quantità d'energia richiesta dai motori nelle 14 ore di funzionamento, tale valore è stato scelto in relazione alla durata della notte, durante il solstizio d'inverno.

$$\text{Energia Richiesta} = 40 * 14 = 560 \text{ kWh}$$

Per quanto riguarda le cartucce, si prenda in esame la tipologia 1, la quale possiede le seguenti caratteristiche:

- $E_r = \text{energia richiesta} = 900 \text{ Wh}$
- $Q_c = \text{peso cartuccia "a secco"} = 0,55 \text{ kg}$

In relazione alla richiesta d'energia dei motori è possibile calcolare il numero di cartucce che permetterebbero il funzionamento delle Fuel Cell e il relativo funzionamento dei motori.

$$N \text{ Tot Cartucce} = \text{Energia Richiesta} / \text{Energia Fornita Cartuccia} = 560 / 0,9 = 622 \text{ cartucce}$$

Da questo primo calcolo si evince che per il corretto funzionamento, sarebbero necessarie circa 3 cartucce, per ogni fuel cell.

Ricavo il peso totale delle cartucce, noto il loro numero.

$$\text{Peso Tot Cartucce} = N \text{ Tot Cartucce} * \text{Peso Singola cartuccia} = 622 * 0,55 = 342 \text{ kg}$$

Il calcolo è stato volutamente effettuato col peso “a secco” delle cartucce, in quanto la quantità assunta dalla stessa andrà a sottrarsi alla quantità d'acqua contenuta nel serbatoio.

Dopo questo primo “step”, è interessante constatare qual è il peso complessivo del sistema d'alimentazione (SdA).

$$\text{Peso Tot SdA} = \text{Peso Tot F.C} + \text{Peso Tot Cartucce} = 342 + 94 = 436 \text{ kg}$$

Per il funzionamento delle celle ad idrogeno è necessario rifornirle d'acqua, quindi risulta indispensabile collocare sul velivolo un serbatoio di liquido, per cercare di garantire un funzionamento per lunghi tempi.

Il progetto prevede anche il recupero d' acqua, come prodotto della reazione chimica delle fuel cell. Dai grafici riportati nel paragrafo ad esse dedicato, si ricava il consumo orario d'acqua di ogni singola cartuccia.

$$C.\text{Acqua} = 240 \text{ g/h} = 0,24 \text{ kg/h}$$

Nota questa grandezza è possibile ricavare la quantità d'acqua necessaria al funzionamento delle celle ad idrogeno, ricordando che:

$$E.\text{Richiesta} = 40 * 14 = 560 \text{ kWh}$$

$$\text{Potenza Cella} = 0,2 \text{ kW}$$

$$\text{Quantità/Peso Tot H}_2\text{O} = (\text{E.Richiesta} * \text{C.Acqua}) / \text{Potenza Cella} = (560 * 0,24) / 0,2 = 672 \text{ litri} = \\ = 672 \text{ kg}$$

Anche se irrisorio, considero il peso del serbatoio, che si aggira per tale volume, intorno ai 10 kg.

Batterie

Un certo quantitativo di batterie si è reso necessario per “tamponare” eventuali anomalie da parte delle fuel cell.

Il tempo stimato di funzionamento delle batterie è di circa un'ora.

Dalle tabelle riportate nella sezione apposita, è possibile risalire alla tensione di carica delle batterie:

- $T_b = \text{Tensione batteria} = 4 \text{ V}$
- $T_m = \text{tensione motori} = 75 \text{ V}$

L'energia richiesta per il funzionamento dei quattro motori in un'ora, è il risultato della seguente equazione:

$$E_{\text{motori}} = P_{\text{motori}} * \text{Tempo(h)} = 40 * 1 = 40 \text{ kWh}$$

Nota la densità d'energia erogata dalle batterie scelte, pari a:

$$D_{\text{energia}} = 160 \text{ Wh/kg} = 0,16 \text{ kWh/kg}$$

Con questi dati, sono in grado di calcolare il peso complessivo delle batterie.

$$\text{Peso Tot Batterie} = E_{\text{motori}} / D_{\text{energia}} = 250 \text{ kg}$$

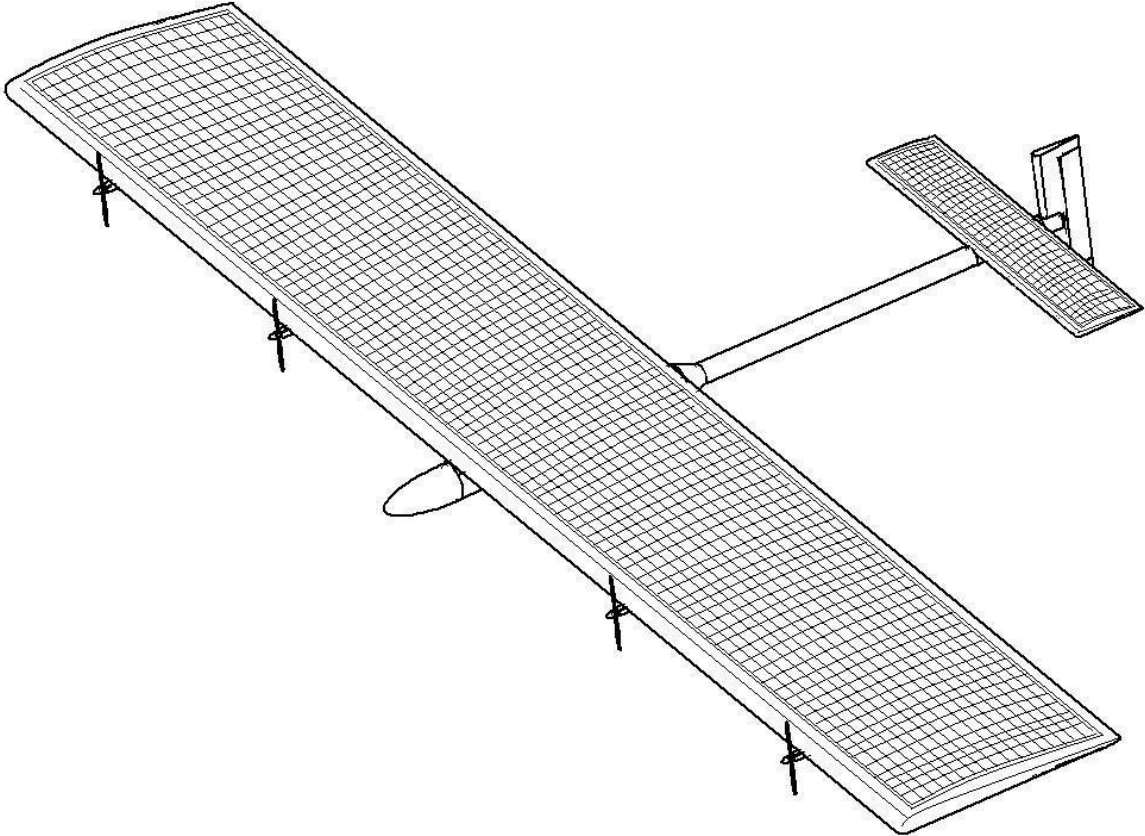
Giunti a questo punto, è necessario fare una stima del peso complessivo dei componenti installati:

$$\text{PTOT} = \text{Peso Tot S.P} + \text{Peso Tot Celle} + \text{Peso Tot SdA} + \text{Peso Tot H}_2\text{O} + \text{Peso Tot Batterie} = \\ = 113 + 436 + 580 + 436 + 672 + 250 = \\ = 2051 \text{ kg}$$

Come si può vedere, il peso complessivo è maggiore di quello sostenuto dalla portanza alle condizioni di volo, senza contare il peso della struttura.

Da questo si deduce che il velivolo non è fattibile.

Di seguito un'immagine che mostra il velivolo come sarebbe potuto essere.



12 CONCLUSIONI

Il lavoro svolto, rappresenta uno studio di massima di un velivolo di tipo UAV HALE, volto alla sostituzione di un satellite geostazionario.

Prima della progettazione in dettaglio, si rende necessario realizzare ulteriori approfondimenti, in modo particolare nella ricerca di nuove tecnologie per l'immagazzinamento dell'energia, e penso che, il connubio tra ingegneria e produttori, possa portare ad interessanti risvolti.

Una volta ottenuti nuovi riscontri, consiglio di realizzare una simulazione CFD (Computational Fluid Dynamics) e prove in galleria del vento, per sviluppare e migliorare l'aspetto aerodinamico del motoalante, nonché la realizzazione di alcuni prototipi.

Si richiede inoltre, una fase di progettazione e verifica della struttura, conseguentemente ad un'attenta analisi della distribuzione delle masse, nonché lo sviluppo di un software per la gestione e il controllo del volo.

Questo lavoro richiede lunghe tempistiche, costi elevati di progettazione e di realizzazione.

La ricerca dei dati non è stata facile, visto il riserbo, che le grandi aziende produttrici hanno.

Ritengo quindi che tale tesi, sia il primo passo per sviluppi futuri.

In questo elaborato, sono stati affrontati aspetti interessanti, come la scelta del profilo alare, dei sistemi di decollo, di atterraggio, dei motori, delle eliche e dei sistemi di alimentazione.

Ricordo inoltre che, alcune scelte sono state dettate dalla necessità di sviluppare un velivolo ecocompatibile, cercando di ottenere un'autonomia più grande possibile, teoricamente illimitata.

Viste le tecnologie presenti oggi giorno sul mercato, l'idea di un volo perenne è per ora irrealizzabile, ma ritengo che, con ulteriori sviluppi, il tempo di permanenza in aria potrà essere incrementato.

La tesi ha un valore aggiunto se pensiamo ai grandi sforzi ed esperimenti che i grandi produttori stanno realizzando da anni, basti pensare che alcuni contratti hanno raggiunto cifre pari a 89 milioni di dollari.

Una stima del reale vantaggio economico, che tale progetto potrebbe permettere, se realizzato, è stato stimato intorno al 30%, rispetto ai normali satelliti geostazionari (fonti NASA), ma infinitamente grande per l'umanità e per l'ecosistema.

13 BIBLIOGRAFIA

- DIMENSIONAMENTO PRELIMINARE E CONFIGURAZIONE DI UN U.A.V HALE dell'Ing. Mauro Gatti
- STUDIO DI MASSIMA DI UN RICOGNITORE MONOUSO PER LA PROTEZIONE CIVILE dell'Ing. Sergio Petroncini
- STUDIO DI FATTIBILITA' ED OTTIMIZZAZIONE DI UN MOTOALIANTE PER RICOGNIZIONE AMBIENTALE dell'Ing. Stefano Brusa

14 RINGRAZIAMENTI

Il primo doveroso ringraziamento va al professor Ing. Luca Piancastelli, per la disponibilità e la cordialità dimostratami.

Un ringraziamento speciale a tutti coloro che mi hanno sempre sostenuto durante gli anni di università, in modo particolare alla mia famiglia.

Infine un ringraziamento a me stesso, ebbene sì, nonostante tutto, sono riuscito a farcela...