

POLITECNICO DI TORINO
I FACOLTA' DI INGEGNERIA

Analisi di soluzioni propulsive elettriche applicate ad una
piattaforma civile da 30 posti
(AEA)

IODICE Pia
S234804

Indice

Prefazione.....	1
Capitolo 1	
Introduzione.....	3
Piattaforma termica di riferimento	4
Specifiche di progetto.....	4
Velivoli di riferimento.....	5
Profilo di missione.....	8
Layout di cabina e geometria della fusoliera.....	10
Design della <i>cross section</i>	10
Dimensionamento della geometria longitudinale di fusoliera	11
Progetto dell'ala.....	14
Stima dei pesi	17
Disegno CAD	19
Viste guscio esterno.....	19
Viste con disegno struttura	20
Avonic System.....	21
Requisiti e Analisi funzionale.....	21
Architettura Avionic System	23
Flight Director system (FDS).....	26
Autopilot system (APS)	26
Display.....	27
Attitude and Heading Reference system (AHRS)	27
Flight Control System.....	29
Requisiti e Assunzioni	29
Rudder system	30
Aileron system.....	30
Elevator system.....	31
Flap system.....	31
Trim systems.....	32
Landing Gear.....	33
Requisiti e Assunzioni	33
Actuation system	34
Landing Gear Retraction.....	34
Landing Gear Extension	34
Brakes Actuation system	35
Nose Wheel Steering	35

Anti-Skid system	35
Environmental Control System	36
Requisiti e Assunzioni	36
Architettura ECS	36
Air Distribution system.....	38
Pax Cabin Air Distribution	38
Cockpit Air Distribution	38
Recirculation system.....	38
De – Icing & Rain Protection System	40
Requisiti e Assunzioni	40
Architettura Pneumatic De – Icing System	41
Pneumatic Deicing System Cycles	42
Propeller Deicing.....	42
Electrical Anti – Icing System	43
Ice Detection System	44
Fuel System	45
Fuel Feed system	45
Firewall Shutoff Valve	45
Fuel Crossfeed Shutoff Valve.....	45
Electric System.....	47
Battery	47
Main Generators	47
Auxiliary Generators	47
Modalità Operative	47
Hydraulic Power.....	48
Architettura di Sistema della Piattaforma Termica	49

Capitolo 2

Introduzione.....	51
Aircraft Conceptual Design.....	52
<i>Breakdown</i> delle masse.....	55
Profilo di missione.....	56
Aircraft Geometry	57
Disegno CAD	59
Viste guscio esterno.....	59
Viste con disegno struttura	60
Landing Gear.....	61
Requisiti e Assunzioni.....	61
Risultati Astrid.....	61
Retraction system.....	61
Steering system.....	62
Brake system.....	63
Risultati.....	64
Environmental Control System	65
Requisiti e Assunzioni	65
Architettura sottosistema	65
Implementazione e dimensionamento su Astrid.....	67
Stima carico termico	67
Definizione CAU	68
Stima portata necessaria e portata minima	68
Compressore dedicato e motore elettrico.....	69
Risultati.....	70
Anti - Icing System.....	71
Requisiti e Assunzioni	71
Architettura sottosistema	71
Risultati.....	72

Negli ultimi anni l'industria aeronautica sta cercando di reinventarsi con lo sviluppo di velivoli elettrici. Si spera che la rivoluzione elettrica per le auto possa portare la rivoluzione anche fino ai cieli e cambiare così il modo di volare.

È la vigilia di una nuova era per gli aerei di linea.

Il velivolo completamente elettrico “*All Electric Aircraft – AEA*”, infatti, è quasi realtà:

“ENTRO 10 ANNI SI VOLERÀ A BATTERIE”

è questo il sogno di Wright One, diventare aereo elettrico di linea.

Wright Electric, *startup* statunitense con sede in Massachusetts, insieme alla compagnia low cost EasyJet, sta lavorando al primo modello di aereo tutto alimentato elettricamente e in grado di trasportare fino a 150 passeggeri. Riuscendo a coprire tratte di 500 chilometri come Londra – Parigi e New York – Washington, si inserirebbe nel segmento di aeromobili come l'Airbus A320 e il Boeing 737. L'unico ostacolo è l'attuale durata delle batterie.

Al momento esistono diverse tipologie di aerei elettrici, i cosiddetti e – plane, in grado di trasportare dalle due alle sei persone lungo tratte relativamente brevi. Ad esempio l'e – Genius sviluppato dall'Università di Stoccarda è un velivolo a due posti, un aliante a motore elettrico, in grado di toccare un'altitudine di oltre 6000 km, raggiungere una velocità superiore ai 288 km/h, e coprire una distanza di poco inferiore ai 500 km, senza consumare carburante e a zero emissioni. A tal proposito bisogna considerare che l'eliminazione delle emissioni di gas degli aerei è una delle sfide più difficili del nostro secolo, basti pensare che il trasporto aereo è responsabile di circa il 2% delle emissioni globali di anidride carbonica.

Ma l'e – Genius non è il solo velivolo elettrico esistente, basti pensare al Taurus G4 della slovena Pipistrel, o all'Airbus E- Fan, che ha attraversato la Manica nel 2015, o, ancora, al Lilium, prodotto a Monaco.

L'E- Fan, in particolare, è un aereo biposto, leggero, alimentato da due motori elettrici, caratterizzato da una velocità relativa e una capacità di carico molto inferiori rispetto a quelli richiesti dai vettori commerciali, e, nonostante le ovvie sfide tecniche, per la produzione, inizialmente, furono previste due varianti: il biposto E- Fan 2.0, per l'addestramento, il cui primo volo fu originariamente programmato per il 2017 e il quadriposto E- Fan 4.0, invece, per il 2019. In realtà, nell'aprile 2017, Airbus ha annullato la produzione dell'E- Fan, preferendo concentrarsi su un velivolo ibrido – elettrico regionale, l' E- Fan X, il cui sistema di propulsione sta prendendo forma nel contesto di uno sforzo collaborativo Airbus – Siemens – Rolls Royce lanciato nel 2016. Il fine ultimo è quello di sviluppare un aereo commerciale di linea ibrido – elettrico in grado di ospitare a bordo da 50 a 100 passeggeri, il cui primo volo inaugurale è programmato per il 2020.

Anche la Nasa negli ultimi anni ha avviato una serie di progetti di ricerca. A tal fine ha cominciato a lavorare all' X – 57 Maxwell, un velivolo sperimentale a quattro posti, la cui fusoliera arriva da Napoli, ed è quella di un Tecnam P2006T modificato, che adopera motori elettrici per far funzionare le eliche dei quattordici motori, che in volo raggiunge una velocità di 281 km/h e sfrutta un quinto dell'energia di un aereo privato tradizionale.

I motori elettrici sono più piccoli, più silenziosi e più leggeri, ma trasferiscono meno energia rispetto ai motori a combustione. Per questo motivo l' X – 57 ha ben quattordici motori elettrici invece di due motori a pistone; inoltre le batterie utilizzate sono quelle ricaricabili a ioni di litio, esse forniscono 23 kW/h di energia e sono posizionate all'interno di pacchi batteria progettati su misura e situati in cabina.

L' X – 57 è il primo tassello del programma SCEPTOR della Nasa per sviluppare tecnologie per aerei elettrici commerciali per brevi tratte, più efficienti, più silenziosi e più rispettosi dell'ambiente. Ancora una volta obiettivo non ultimo è quello di ridurre gli inquinanti, e, in più, un volo aereo derivato dal programma SCEPTOR costerà il 40% in meno rispetto ad un volo di un aeromobile alimentato da normale carburante.

L' X – 57 è la testimonianza del fatto che il concetto di propulsione elettrica ben si sposa con la teoria della propulsione distribuita, ovvero, invece di due o quattro motori ad elevata potenza, vengono considerate differenti configurazioni, finora non esplorate se non a livello puramente di esercizio di stile. Il concetto è quello di aumentare il numero di motori, distribuendoli lungo l'ala, e contemporaneamente diminuendone le

dimensioni. Anche questo tipo di soluzione presenta, allo stesso tempo, vantaggi, ad esempio, dal punto di vista della piantata di un motore si avrebbero meno problemi relativamente alla stabilità dell'aeromobile, inoltre, in caso di guasto o ispezione sarebbe più facile sostituire direttamente uno dei numerosi motori, e svantaggi, inerenti, soprattutto, all'aumento di complicazione dei sistemi di controllo e alla riduzione dell'efficienza; gli studi fin'ora effettuati dimostrano tuttavia che i vantaggi sono superiori agli svantaggi: queste configurazioni renderebbero infatti il carico sull'ala maggiormente distribuito, porterebbero ad uno sviluppo più consistente della propulsione elettrica, dando inoltre più spazio allo sviluppo di tecnologie emergenti per la riduzione del rumore.

I problemi maggiori tuttavia insorgono quando si vuole portare l'e – plane alle dimensioni di un normale aeromobile per il trasporto passeggeri, di quelli che ne trasportano almeno 150. Primo fra essi è la questione della tecnologia delle batterie. Quanto a potenza, infatti, anche le migliori non raggiungono neanche lontanamente quella del carburante per aeroplani: un Boeing 787 Dreamliner carica all'interno dei suoi serbatoi poco più di cento tonnellate, mentre il peso di una batteria equivalente risulterebbe superiore alle 1814, ciò significa che le batterie sono almeno 20 volte circa più pesanti del carburante per una data quantità di energia prodotta, cosa attualmente impossibile.

La tecnologia delle batterie, intanto, è in continua evoluzione: gli scienziati vogliono superare quelle agli ioni di litio, che alimentano oggi le auto elettriche, puntando a quelle aria – litio, che sfruttano l'ossigeno quale attivo vettore di elettroni.

Le batterie che alimentano le auto elettriche infatti sono troppo costose, pesanti e poco adatte all'aviazione. D'altro canto le batterie da installare su un aereo devono essere in grado di fornire un'enorme quantità di potenza al decollo, e devono essere caratterizzate da una densità di energia sufficiente per navigare per almeno centinaia di miglia. Ma per funzionare entro i confini della fisica e dell'economia degli aerei, devono anche essere il più possibile durature e leggere, capaci di ricarica rapida, o almeno, in grado di essere facilmente sostituite da batterie completamente cariche tra un volo e l'altro.

Da una parte c'è chi sostiene che l'energia elettrica sia efficiente e affidabile e che i motori elettrici possano essere posizionati ovunque sull'aereo per migliorare l'efficienza, senza contare che in un *volo "green"* si tagliano le emissioni almeno del 30% e il rumore del 50%.

Dall'altra c'è chi pensa che il mondo aeronautico stia sopravvalutando quanto velocemente gli aerei elettrici saranno in grado di raggiungere distanze maggiori, sottovalutando al contempo le sfide normative che dovranno affrontare. Senza contare che, molo probabilmente, gli aerei dovranno essere radicalmente riprogettati per ridurre il fabbisogno energetico, potenzialmente ridistribuendo i motori o cambiando la forma del corpo fusoliera per ridurre la resistenza aerodinamica.

Capitolo 1

Il seguente lavoro di tesi si occupa di sviluppare un velivolo regionale turboprop di corto/medio raggio, di classe 30 posti, abilitante l'integrazione di tecnologie emergenti in campo aeronautico, in particolar modo quelle inerenti la catena propulsiva di tipo elettrica. L'attività è mirata alla definizione e alla validazione di metodologie di progetto multi-obiettivo e allo studio preliminare di architetture e piattaforme su cui si possono innestare le nuove tecnologie che riguardano la propulsione elettrica e, più in generale, le soluzioni aeronautiche di tipo *'more/all electric'*.

Nello specifico, lo studio prevede il dimensionamento di una piattaforma di riferimento convenzionale, ovvero di tipo termico, e la sua successiva conversione in piattaforma completamente di tipo elettrico (*full electric*), con particolare cura alla parte riguardante l'architettura dei sistemi di bordo. Dunque, la seguente tesi si propone di avviare uno studio esplorativo su una piattaforma di 30 posti, al fine di valutarne, qualitativamente, le specifiche di mercato e, in base a queste, dimensionare la potenza elettrica da installare.

Infine, tale studio è finalizzato alla maturazione di una maggiore e migliore comprensione del processo di dimensionamento delle piattaforme elettriche, così da dare seguito, potenzialmente, a futuri studi per lo sviluppo della prossima generazione di velivoli regionali.

Piattaforma termica di riferimento

Specifiche di progetto

La prima parte di questo studio consiste nello sviluppo di un velivolo convenzionale, quindi equipaggiato con motore termico, per il cui dimensionamento sono stati considerati i seguenti requisiti di progetto:

- Passeggeri: 30
- Max Payload/Pax: 103 kg (83 kg per passeggero + 20 kg di bagaglio)
- Design range: 800 nm (1482 km)
- Velocità di crociera: 300 kt (556 km/h)
- Quota di servizio: 25000 ft (7620 m)
- Quota tangenza motore: 15000 ft (4572 m)
- Corsa di decollo: 1400 m
- Atterraggio: 1400 m
- Tempo di salita: 15 min da 0 ft a 20000 ft
- Allungamento alare (AR): 10
- $C_{L_{max}}$: 2.5 con *flap single slotted*

Nel seguito verrà illustrato come si è giunti a scegliere una configurazione ad ala bassa con motori in ala, quale è stato il criterio per dimensionare le parti strutturali del velivolo e, in particolare, come sono stati dimensionati i sistemi di bordo quali: *Avionic System, Flight Control System, Environment Control System, Anti – Icing System, Fuel System, Electric Power System, Hydraulic System.*

Velivoli di riferimento

Sono state prese in considerazione tre architetture di riferimento; nella fattispecie:

- ✈ *Embraer EMB 120 Brasilia*
- ✈ *Dornier 328*
- ✈ *ATR 42/72*

tali piattaforme di riferimento, difatti, risultano contraddistinte da caratteristiche geometriche e di missione simili a quelle del velivolo che si intende progettare.

Embraer EMB 120 Brasilia



si tratta di un bimotore turboelica di linea regionale, monoplano, destinato al mercato dell'aviazione da trasporto passeggeri a piccolo e medio raggio.

In particolare, tale velivolo presenta una configurazione ad ala bassa con motori turboprop in ala, per cui è stato preso in considerazione sia per le caratteristiche simili alla scelta della configurazione sia per il *cross – section design*, a cui, in termini di forma e dimensioni, è del tutto ispirata la piattaforma termica di riferimento che si intende sviluppare.

Dornier 328



successivamente denominato *Fairchild – Dornier 328*, è un aereo di linea regionale, bimotores turboelica ad ala alta, entrato nel mercato degli aerei passeggeri a breve/corto raggio. Il profilo alare supercritico unitamente alla fusoliera di forma maggiormente aerodinamica conferiscono al *Do 328* eccellenti valori di velocità massima e di spazio necessario per il decollo.

Questo tipo di velivolo è stato preso in considerazione per il profilo di missione che riporta un *range* simile a quello definito nei requisiti di progetto.

ATR 42/72



è un aereo di linea regionale bimotores turboelica, impiegato per il trasporto di passeggeri su tratte di corto raggio. Come tutti i turboelica è caratterizzato da forte accelerazione in fase di decollo, bassi consumi e possibilità di partire anche da piste corte, tuttavia volando ad altitudini di crociera più basse rispetto ai jet, è più sensibile alle turbolenze atmosferiche.

L'ATR 42/72 è stato fondamentale, dal momento che esso rappresenta il velivolo base da cui partire per progettare un turboprop regionale caratterizzato da tecnologie avanzate, inerenti la propulsione di tipo elettrico, in campo aeronautico.

In seguito ad una ricerca sulle caratteristiche principali che presentano i velivoli di riferimento precedentemente elencati, considerando una media dei valori caratteristici di ognuno, si sono ottenuti i valori riportati nella seguente tabella:

Passeggeri	35
Design Range	839 nm (1554 km)
Velocità di crociera	311 kt (577 km/h)
MOA	27400 ft (8352 m)
Corsa di decollo	1224 m
Atterraggio	1193 m
Capacità di combustibile	3533 kg
MTOW	14227 kg
MLW	13777 kg

Confrontando i valori ottenuti con i requisiti di progetto da seguire, è possibile notare che:

- il numero medio di passeggeri che possono trasportare i velivoli di riferimento scelti è superiore solo del 5% rispetto ai 30 passeggeri dettati da uno dei requisiti principali. Ciò, quindi, non comporterà la necessità di modificare drasticamente la fusoliera, con conseguente impatto sul peso totale del velivolo; inoltre, bisogna tener presente che per la piattaforma termica che si intende sviluppare, si è scelto di considerare un peso per passeggero maggiore rispetto a quello dei velivoli di riferimento, al fine di assicurare maggiore comfort e massimizzazione degli spazi impiegati;
- per quanto riguarda *design range*, *cruise speed* e *max operating altitude*, i valori ottenuti, non si discostano particolarmente dai requisiti di progetto imposti, per cui non bisognerà considerare né la necessità di stivare a bordo una maggior quantità di carburante per aumentare l'autonomia chilometrica né l'esigenza di sviluppare spinte maggiori per ottenere velocità più elevate;
- la corsa di decollo e la distanza di atterraggio dei velivoli di riferimento risultano in linea con il valore di 1400 m imposto da requisito per entrambi, tale valore, infatti, consente di non escludere segmenti di mercato che potrebbero interessare aeroporti, ad esempio, svantaggiati dalla posizione geografica in cui essi sono situati e per i quali esiste un limite sul tipo di velivoli che possono ospitare.

Profilo di missione



la figura rappresenta il profilo di missione del velivolo progettato; bisogna distinguere, fondamentalmente, tre differenti sotto-fasi di missione: 800 nm seguiti da 100 nm per raggiungere l'aeroporto alternato e 30 min di attesa.

Dunque, considerando una missione tipo per il velivolo preso in esame, le fasi principali sono:

- **Mission**

1. OPERAZIONI a terra;
2. DECOLLO a consumo fissato pari a 45.000 kg; la durata di questa fase è di 1.5 min, il velivolo si porta a una velocità (V_{CAS}) di 130 kt (67 m/s), a partire da una quota di 1500 ft;
3. ACCELERAZIONE a quota costante fino alla velocità di 200 kt, la durata di questa fase è di 0.43 min e il regime del motore è quello di *max. climb*;
4. SALITA a velocità costante, dalla quota di 1500 ft fino alla quota di 25000 ft; la durata di questa fase è di 20.97 min e il range da percorrere è di 90.4 nm (167.4 km), il regime del motore è quello di *max. climb*;
5. ACCELERAZIONE a quota costante fino a $M = 0.5$; la durata di questa fase è di 0.78 min, il range da percorrere è di 3.9nm (7.23 km) e il regime del motore è quello di *max. climb*;
6. CROCIERA a quota e Mach costanti, la durata di questa fase è di 129.46 min e il range da percorrere è di 650 nm (1204 km);
7. ACCELERAZIONE a quota costante fino alla velocità di 180 kt (92.6 m/s); la durata di questa fase è di 0.42 min e il regime del motore è quello di *max. climb*;
8. DISCESA a V_{CAS} costante fino alla quota di 1500 ft, con rateo di discesa di 300 ft/min, la durata di questa fase è di 14.14 min e il range da percorrere è di 52 nm (96.3 km);
9. DECELERAZIONE a quota costante fino a velocità (V_{CAS}) di 140 kt (72 m/s); la durata di questa fase è di 0.42 min e il regime del motore è quello di *flight idle*;
10. ATTERRAGGIO a consumo fissato pari a 45.000 kg; la durata di questa fase è di 5 min, il velivolo inizia la fase di atterraggio da una quota di 1500 ft;
11. OPERAZIONI a terra.

- **Mid Mission**

12. ACCELERAZIONE a partire dalla velocità di 33 kt (17.15 m/s) fino alla velocità di 161 kt (83 m/s), la durata di questa fase è di 0.44 min e il regime del motore è quello di *max. climb*;
13. SALITA a velocità (V_{CAS}) costante di 160kt (82.3 m/s), dalla quota di 0ft fino alla quota di 10000ft, la durata di questa fase è di 3.61 min e il range da percorrere è di 10.4 nm (19.26 km);
14. CROCIERA a velocità ottima, alla quota di 10000 ft, la durata di questa fase è di 18.85 min e il range da percorrere è di 71.55 nm (132.5 km);

15. DECELERAZIONE a quota costante fino alla velocità di 218 *kt* (112.4 *m/s*); la durata di questa fase è di 0.19 *min* e il regime del motore è quello di *max. climb*;
16. DISCESA a Mach costante fino alla quota di 1500 *ft*, con rateo di discesa di 300 *ft/min*, la durata di questa fase è di 4.14 *min* e il range da percorrere è di 14.6 *nm* (27.04 *km*);
17. DECELERAZIONE a quota costante fino alla velocità di 145 *kt* (74.82 *m/s*); la durata di questa fase è di 0.69 *min* e il regime del motore è quello di *max. climb*.

- **Reserve**

18. CROCIERA a velocità di minimo consumo, alla quota di 1500 *ft*, la durata di questa fase è di 46.93 *min* e il range da percorrere è di 99.5 *nm* (184.3 *km*);

Quindi, l'intera missione compiuta dal velivolo prevede 1000 *nm* (1852 *km*) da percorrere in 247.97 *min*, il combustibile impiegato durante le fasi da 1 a 18 è pari a 1848.6 *kg*.

Layout di cabina e geometria della fusoliera

Per i velivoli odierni il *design* della fusoliera si basa essenzialmente su tre requisiti fondamentali: il *payload* da trasportare, l'aerodinamica e i carichi strutturali. Le dimensioni complessive della fusoliera influenzano la resistenza attraverso diversi fattori, da questo punto di vista, infatti, è fondamentale far sì che si riduca la resistenza all'avanzamento; per fare ciò è opportuno dimensionare il velivolo in funzione del cosiddetto *rapporto di snellezza di della fusoliera*, l_f/d_f , o "*fineness ratio*". Tale rapporto deve essere compreso tra 8 e 12.5, in modo da raggiungere il miglior compromesso tra peso e resistenza aerodinamica.

Oltre che dal rapporto di snellezza, la resistenza della fusoliera è influenzata anche dalla forma del *nose* e del *cono di poppa*, in particolare, il primo influenza notevolmente il valore del cosiddetto Numero di Mach di Divergenza della Resistenza M_{DD} , mentre il secondo deve avere una forma ed un rapporto di snellezza tali da non comportare alti valori delle cosiddette *resistenze di coda* e *resistenze di upsweep*.

Il nose deve essere abbastanza affusolato così da ritardare il più possibile la separazione del flusso di corrente e la possibile formazione di onde d'urto, che comporterebbero un brusco aumento della resistenza. Il *tailcone*, invece, da un lato deve essere caratterizzato un bordo d'uscita non tozzo per evitare un aggravio di resistenza, dall'altro deve presentare una curvatura dolce, cioè avere bassi valori dell'angolo di upsweep, che per i velivoli odierni assume valori compresi tra i 13 ed i 18 gradi, in quanto quest'ultimo porterebbe ad un aumento della resistenza parassita.

La scelta del *layout* migliore richiede uno studio dettagliato attraverso *trade – off* per iniziare il processo di progettazione. Generalmente si parte da velivoli esistenti con requisiti simili.

Nell'ambito del seguente lavoro di tesi, difatti, il velivolo che ha avuto maggiore influenza circa le scelte configurazionali e lo sviluppo progettuale della piattaforma termica, oltre la scelta di alcuni fattori di interesse, è stato l' *Embraer EMB 120 Brasilia*.

Design della *cross section*

Un primo approccio utile alla progettazione della fusoliera è stato quello di ottenere forma e dimensione del corpo esterno a partire dalla definizione degli spazi interni alla stessa, altrimenti detto *internal layout*. Quindi, si è intrapreso il progetto della fusoliera della piattaforma convenzionale partendo dalle caratteristiche della *cross section*, ovvero della sezione trasversale.

Tenendo presente che uno dei requisiti di progetto è quello di dover trasportare 30 passeggeri, si è fatto riferimento alle normative FAR¹, sezione 25, che forniscono le misure limite di riferimento per permettere la migliore accoglienza a bordo dei passeggeri.

Come per l'*EMB 120*, si è scelto di considerare una sezione trasversale di forma circolare, tale scelta, d'altronde, risiede essenzialmente nei due seguenti motivi:

- ridurre la possibilità di separazione del flusso a piccoli angoli d'attacco o di derapata,
- assicurare un corretto comportamento della struttura soggetta ai carichi interni di pressurizzazione.

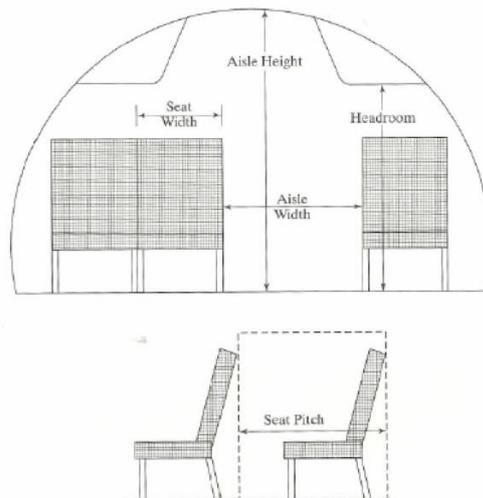
inoltre sono state tenute presenti due delle tabelle riportate nella normativa FAR, Part 25, nella prima sono richiamate le misure limite dello spazio laterale a disposizione dei passeggeri in cabina in funzione del numero degli stessi:

Passenger seating capacity	Minimum passenger aisle width (inches)	
	Less than 25 in. from floor	25 in. and more from floor
10 or less	12	15
11 through 19	12	20
20 or more	15	20

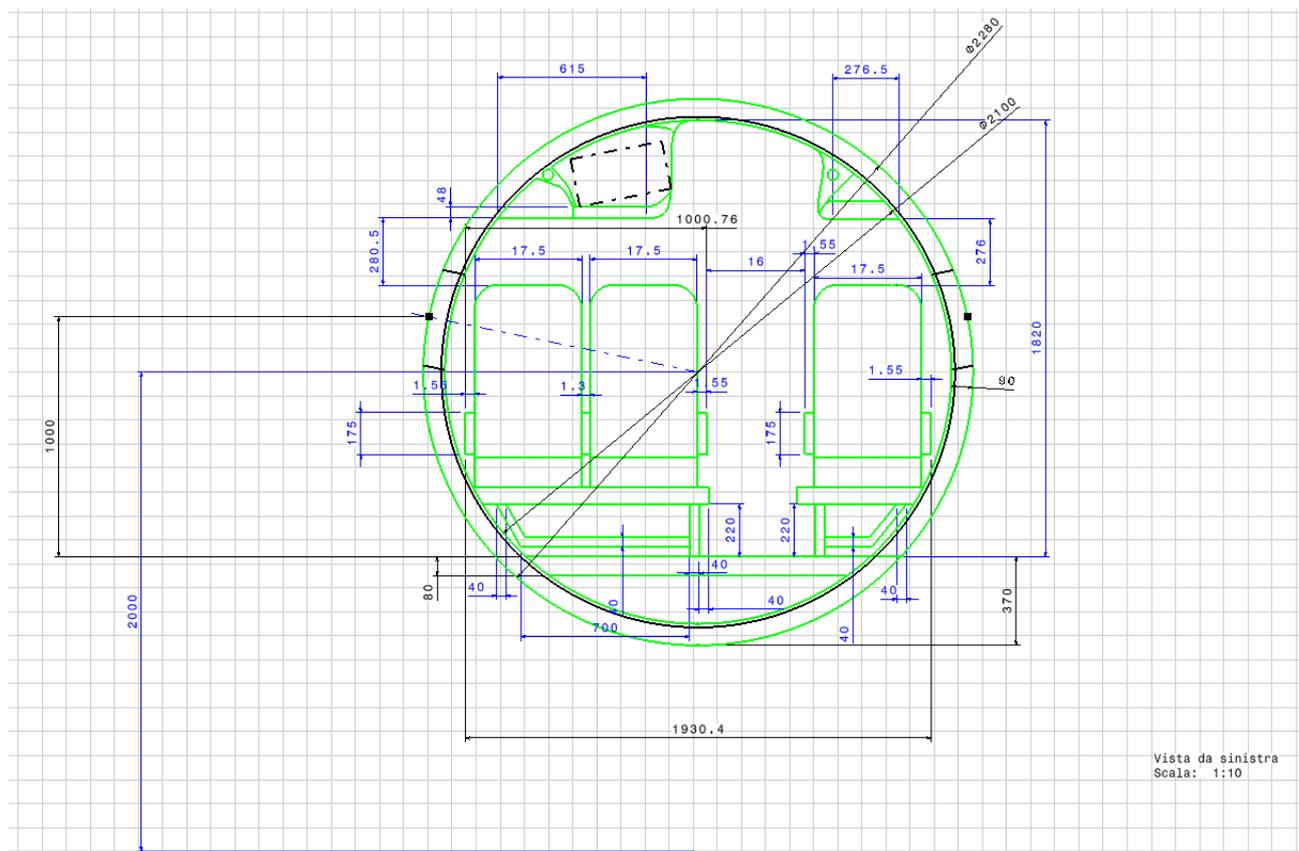
nella seconda, lo spazio interno a disposizione dei passeggeri in funzione della tratta di percorrenza del velivolo:

¹ Federal Aviation Regulations

	Long range	Short range
Seat width (in)	17 - 28	16 - 18
Seat pitch (in)	34 - 40	30 - 32
Headroom (in)	> 65	-
Aisle Width (in)	20 - 28	> 15
Aisle Height (in)	>76	> 60
Lavatories/passengers	1/ (10-20)	1/ (40 -50)
Galley volume/passengers (ft ^3)	1- 8	0 - 1
Baggage/passengers (lbs)	40 - 60	40



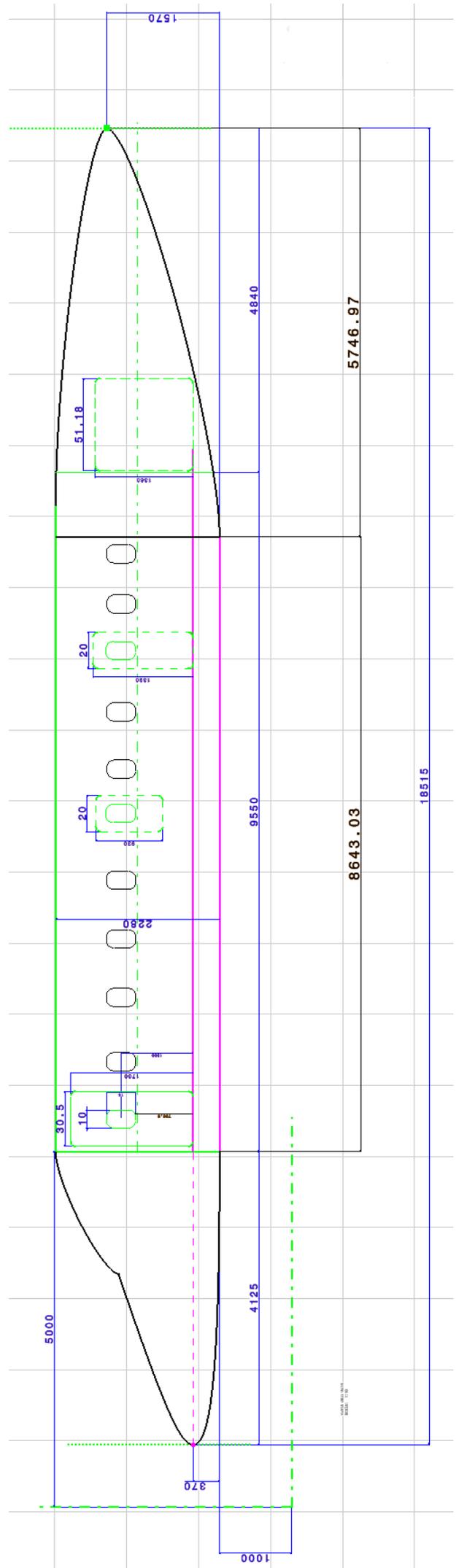
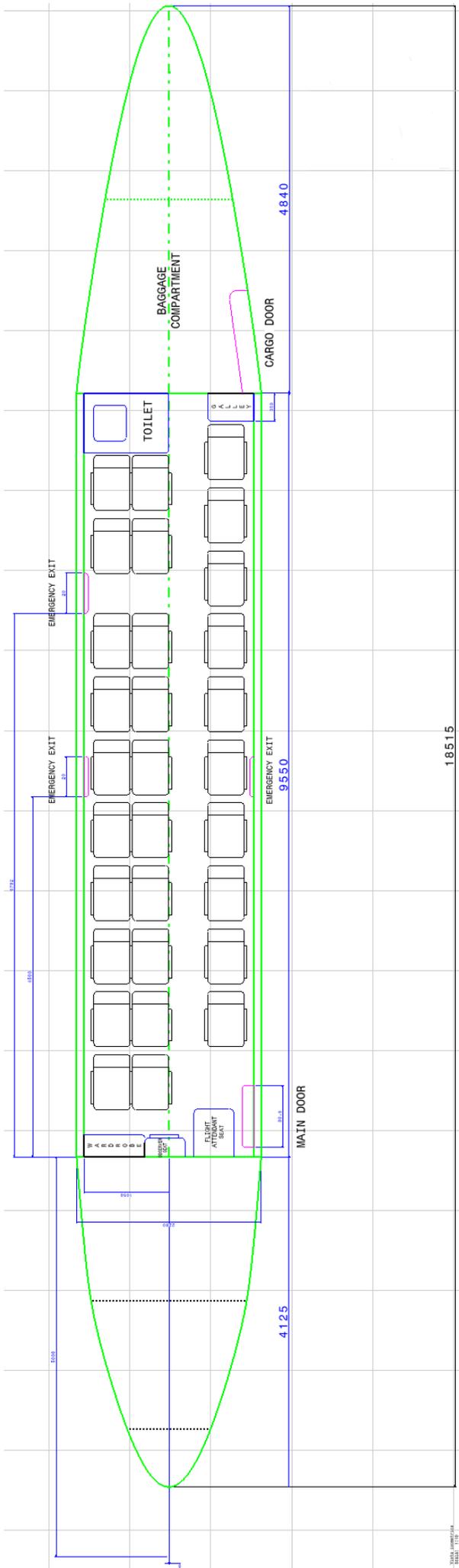
Da qui si è ricavato il layout relativo allo specifico velivolo:



non è stato previsto il bagagliaio sotto il pavimento.

Dimensionamento della geometria longitudinale di fusoliera

Dal dimensionamento della sezione trasversale di fusoliera si è passati alla progettazione della forma esterna. Per la disposizione in cabina oltre che dei passeggeri, anche di quei servizi quali bagni, guardaroba ed eventuali zone ristoro, ancora una volta si sono considerate le normative FAR, che prevedono delle zone tipiche di alloggiamento di tali strutture interne. Si sono ricavate, quindi, le seguenti viste mediante il modulo Drafting di CATIA:



Per quanto concerne le uscite di sicurezza (*emergency exits*), come si può vedere, sono state considerate due emergency windows e una emergency door sul lato destro della fusoliera. Quest'ultima, in particolare, è una *Type III*, in accordo con il numero massimo di passeggeri, come riportato nella sezione §25.807 della FAR 25, cioè si tratta di un'apertura rettangolare di non meno di 20 *in* (pollici) di larghezza per 36 *in* di altezza.

Infine, per quanto riguarda la configurazione della fusoliera, oltre che permettere la migliore abitabilità a bordo, è stata anche tenuto conto della facilità con la quale poter svolgere tutte le operazioni di sbarco ed imbarco e di manutenzione a terra.

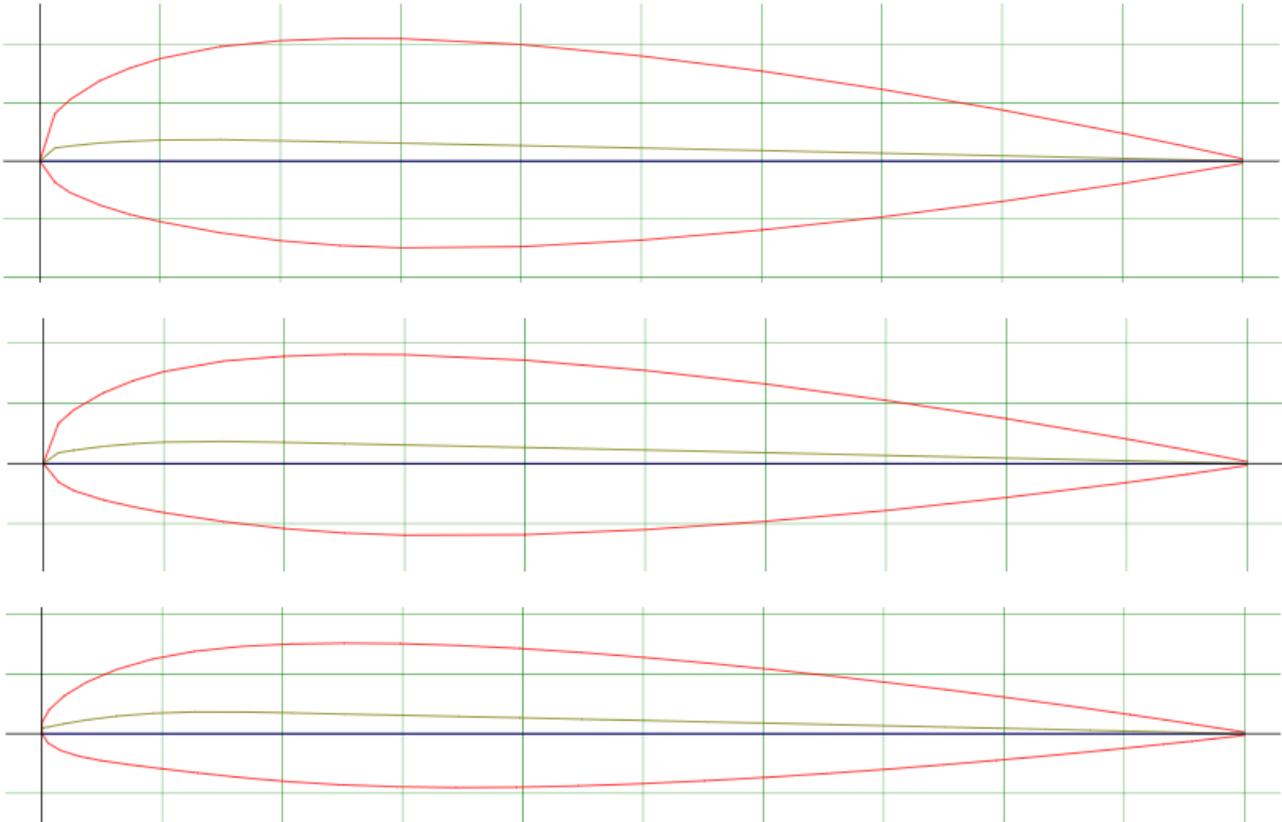
Progetto dell'ala

I profili alari scelti per il disegno dell'ala sono:

- NACA 23018, alla radice
- NACA 23015, al kink
- NACA 23013, al tip

in analogia con l'*EMB 120*.

Di seguito vengono riportati i profili, a partire dalla radice verso la wingtip alare:



Con riferimento ai valori di superficie e apertura alare dell'*EMB 120* e del *Do 328*, passando dal profilo *2D* all'ala finita (*3D*), considerando dunque l'effetto della finitezza dell'ala sulla generazione della portanza, e gli effetti della tridimensionalità del flusso sull'ala, è stato possibile ricavare le principali caratteristiche geometriche dell'ala a partire da uno dei parametri che definiscono la forma in pianta, ovvero l'allungamento alare *AR* – che non è altro che una misura della snellezza dell'ala - derivato dall'*Embraer 120*, legato alla relazione:

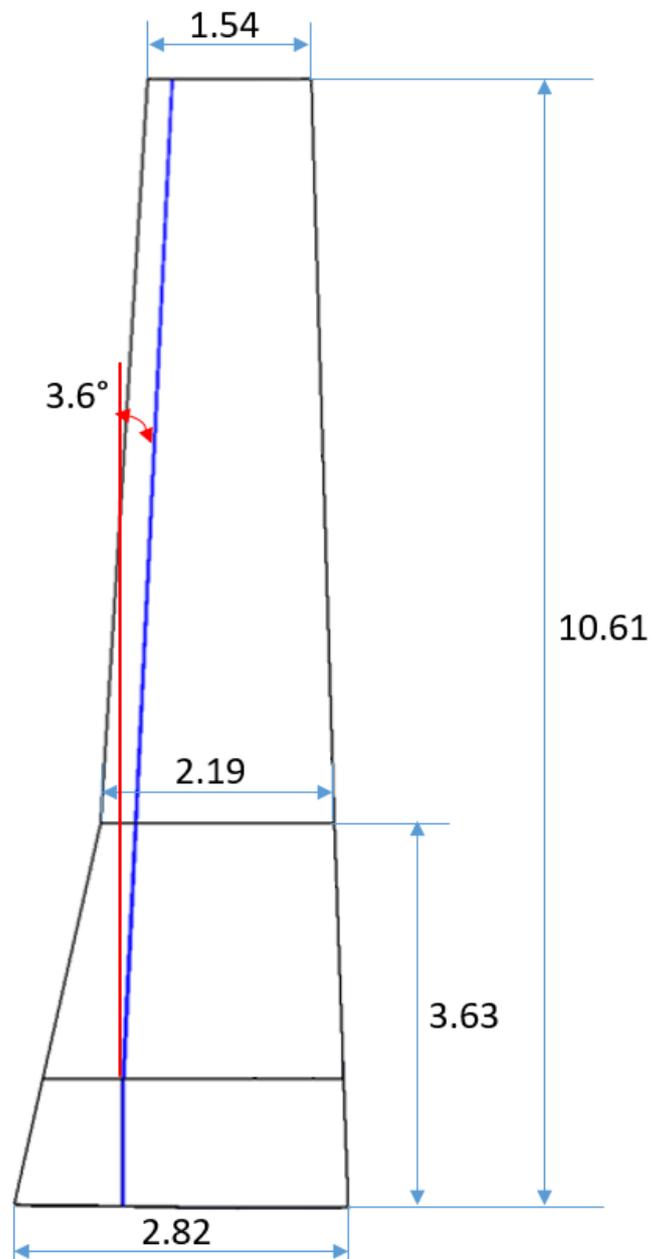
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

ne conseguono una superficie e un'apertura alare i cui valori sono riportati nella tabella di seguito, insieme agli altri valori caratteristici geometrici dell'ala:

WING GEOMETRY	
Wing area [m^2]	45.01
Aspect ratio (A)	10
Wing span (b) [m]	21.22

Mean chord [m]	2.18
Root chord [m]	2.82
Kink chord [m]	2.19
Tip chord [m]	1.54
Sweep angle [deg]	3.6
Dihedral angle [deg]	6

Viene riportato di seguito lo schema in pianta delle dimensioni dell'ala:



A partire dalla scelta di adottare i medesimi profili alari dell'EMB 120, è stato possibile calcolare il rapporto di rastremazione λ , difatti valgono le seguenti relazioni:

$$c_r = \frac{2}{1+\lambda} \cdot \frac{S}{b} = 2.82 \text{ m} \qquad c_t = \lambda \cdot c_r = 1.54 \text{ m}$$

da cui:

$$\lambda = 0.54$$

Si ricordi che il valore del rapporto di rastremazione è dettato da criteri strutturali, in particolare la minimizzazione del peso a vuoto, inoltre, la rastremazione ha un effetto negativo sulla distribuzione di C_l lungo l'apertura alare: l'aumento di quest'ultimo, congiunto con la diminuzione del numero di Reynolds, favorisce l'insorgere dello stallo nelle zone estreme dell'ala, proprio in prossimità degli alettoni, che rischiano, in tal modo, di essere inefficaci.

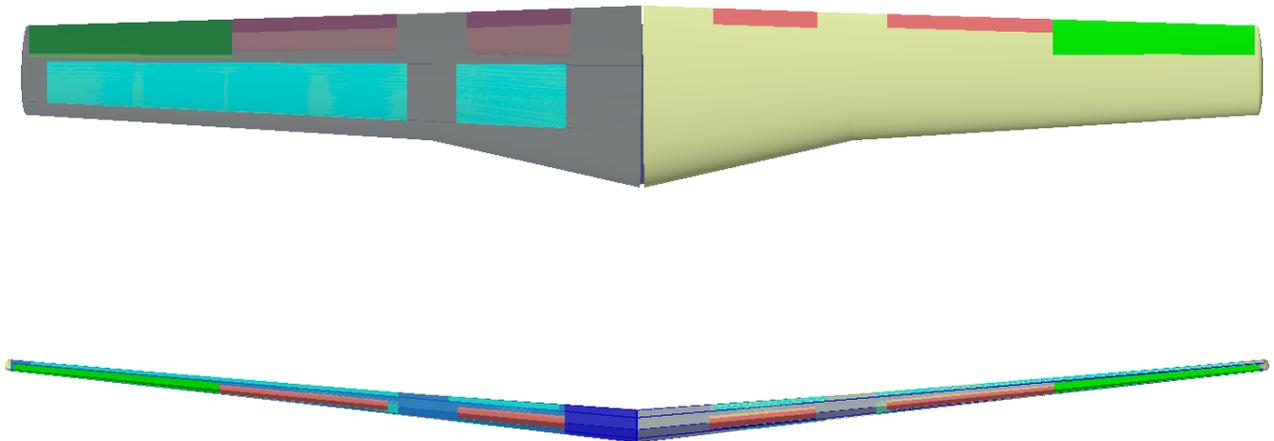
Da specifica, il velivolo in oggetto viaggia ad un numero di Mach di crociera pari a 0.52, valore che richiede l'adozione di un angolo di freccia su tutti i piani portanti, quindi non solo per l'ala, ma anche per i piani di coda, seppur abbastanza moderato. Purtroppo, a questo stadio di progettazione, non esiste un metodo che consenta di valutare l'esatto angolo di freccia necessario per attingere le prestazioni volute. Per questo motivo si considera un valore tipico per la categoria², prendendo ad esempio quanto vero per l'*Embraer 120*, salvo poi verificare che il valore considerato, in tale fase di dimensionamento preliminare, sia sufficiente per assicurare che sia il numero di Mach critico inferiore che il numero di Mach di divergenza della resistenza siano entrambi maggiori del numero di Mach di crociera previsto dalla specifica assegnata.

Il valore scelto per la progettazione preliminare dell'ala è:

$$\frac{\Lambda_c}{4} = 3.6^\circ$$

Infine, si considera l'ala dotata anche di angolo diedro Γ pari a 6° , ovvero l'angolo che le superfici alari formano con un piano orizzontale, considerato positivo quando le corde all'estremità sono sollevate rispetto alla corda alla radice, come è possibile osservare nella seconda delle immagini di seguito.

Vengono riportate le viste rispettivamente in pianta e frontale della superficie alare ottenute al CAD:



² Per i velivoli che volano in regime subsonico (in particolare ad un numero di Mach non superiore a 0.7), l'angolo di freccia ottimale può variare da 0 a 5° .

Stima dei pesi

La stima dei pesi è stata effettuata mediante il *metodo* semiempirico *Jenkinson*.

Il *Maximum Take Off Weight* – MTOW del velivolo, quindi, è stato calcolato valutando e sommando le masse dei diversi elementi o gruppi di elementi che concorrono a determinarlo, ottenendo così una stima caratterizzata da un migliore livello di accuratezza rispetto alla semplice previsione statistica.

Per stimare le masse degli elementi o gruppi di elementi, sono state utilizzate relazioni empiriche legate alla geometria e alle caratteristiche del generico elemento, nonché al suo impiego in esercizio.

La relazione che lega le masse dei componenti al MTOW è la seguente:

$$MTOW = M_W + M_T + M_B + M_N + M_{UC} + M_{SC} + M_{PROP} + M_{FE} + M_{OP} + M_{CR} + M_{PAY} + M_F$$

dove:

- M_W massa dell'ala comprensiva di alettoni e di flap,
- M_T massa degli impennaggi,
- M_B massa della fusoliera compresi gli attacchi strutturali dell'ala,
- M_N massa delle gondole motore,
- M_{UC} massa del carrello (*main e nose landing gear*),
- M_{SC} massa superfici di controllo,
- M_{PROP} massa dell'impianto propulsivo,
- M_{FE} massa dell'equipaggiamento fisso,
- M_{OP} massa *operational items*,
- M_{CR} massa dell'equipaggio,
- M_{PAY} massa del *payload*,
- M_F massa combustibile (incluse le riserve).

Considerando separatamente ogni componente o gruppo di componenti presenti all'interno della formula del peso massimo al decollo si ottiene il “*breakdown della masse*” i cui valori caratteristici sono riportati all'interno della seguente tabella:

Wing [<i>kg</i>]	1238
Fuselage [<i>kg</i>]	2114
Horizontal tail [<i>kg</i>]	149
Vertical tail [<i>kg</i>]	141
Landing gear – MLG [<i>kg</i>]	395
Landing gear – NLG [<i>kg</i>]	84
Nacelles [<i>kg</i>]	545
STRUCTURES [<i>kg</i>]	4666
Equipped engine [<i>kg</i>]	1042
Engine control [<i>kg</i>]	34
Fuel system [<i>kg</i>]	114
POWERPLANT [<i>kg</i>]	1190

Hydraulic generation & distribution [kg]	81
ECS (Air conditioning) [kg]	269
De – Icing [kg]	62
Fire protection [kg]	50
Flight controls - FCS [kg]	124
Flight compartment furnishing [kg]	100
Automatic flight system [kg]	24
Navigation [kg]	166
Communication [kg]	83
Electrical generation & distribution [kg]	330
SYSTEMS [kg]	1289
FURNISHINGS [kg]	667

si ottiene un *Manufacturer's Empty Weight* – MEW pari a:

MEW [kg]	7812
-----------------	-------------

considerando, inoltre:

Operator items - OI [kg]	187.68
Standard items - SI [kg]	343.62

si perviene al seguente valore di peso operativo a vuoto, *Operating Empty Weight* – OEW:

$$\mathbf{OEW = MEW + OI + SI = 8343 \text{ kg}}$$

Per calcolare il MTOW, bisogna conoscere il peso del *fuel* e del *payload*³, quindi:

OEW [kg]	8343
FUEL [kg]	1849
PAYLOAD [kg]	3090
MTOW [kg]	13282

Il valore ottenuto di peso massimo al decollo è perfettamente in linea con il valore ricavato considerando la media dei MTOW dei velivoli di riferimento scelti.

³ Il valore del *payload*, pari a 3090 kg, si ottiene moltiplicando il Max Payload per Pax, pari a 103 kg, (83 kg per passeggero + 20 kg di bagaglio) per il numero di passeggeri a bordo del velivolo, ovvero 30.

Disegno CAD

Viste guscio esterno

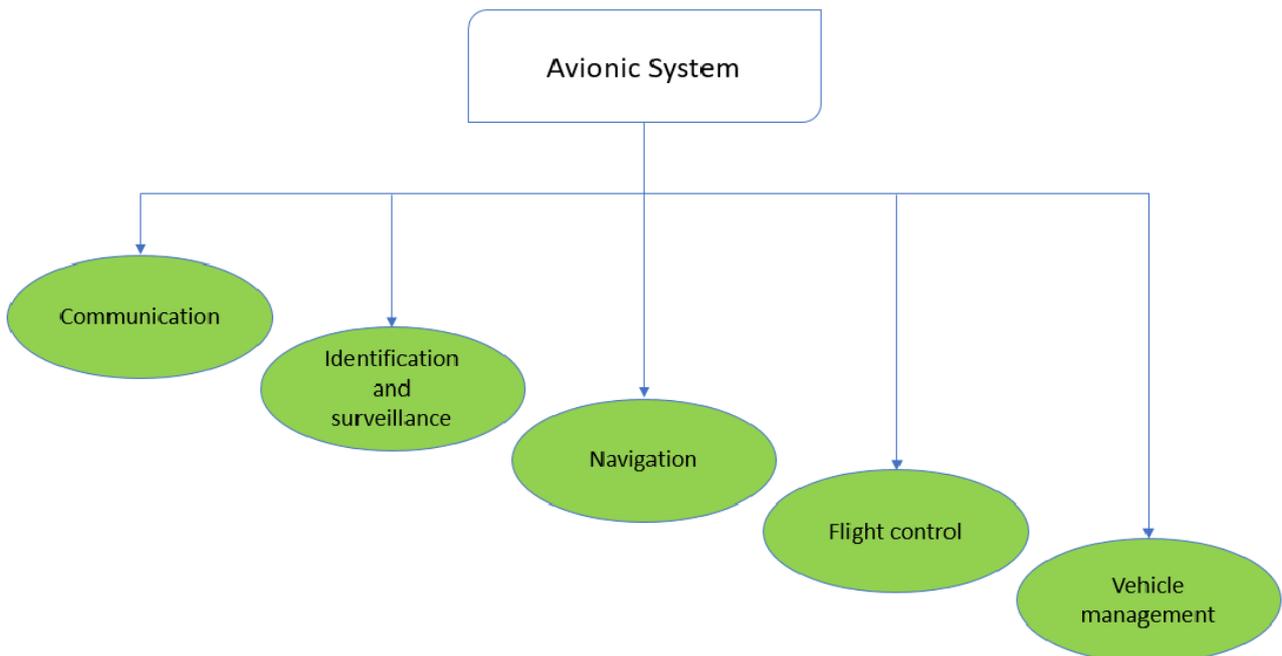
Viste con disegno struttura

Avionic System

Requisiti e Analisi funzionale

Lo sviluppo del progetto preliminare del sistema avionico deve tenere conto dei requisiti da soddisfare durante la missione. Tali requisiti di sistema sono dettati dalle varie fasi di missione che devono essere analizzate, raccogliendo le informazioni utili per capire quali funzioni deve svolgere il sistema avionico affinché la missione di volo sia svolta correttamente per l'intero arco di tempo (dalla fase di rullaggio precedente al decollo alla fase di rullaggio seguente l'atterraggio) e soprattutto in totale sicurezza.

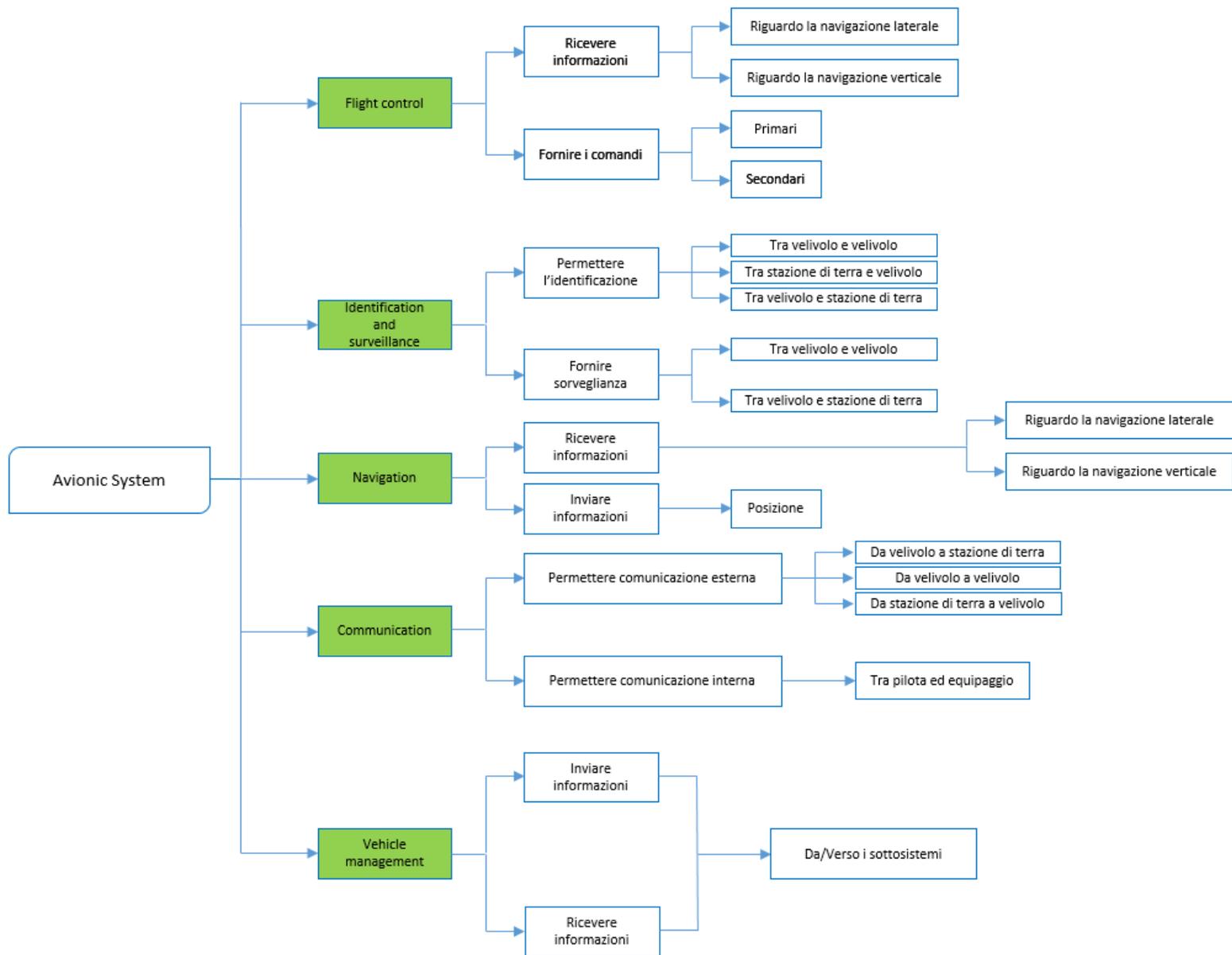
La procedura di selezione degli equipaggiamenti avionici si basa, in primo luogo, sulle funzioni principali da svolgere, andando ad analizzare, in seguito, quali sono le attività specifiche contenute all'interno di ogni funzione principale. In generale, queste ultime, per un velivolo civile regionale, possono essere schematizzate per mezzo del seguente albero funzionale:



- **Communication:** funzione indispensabile per le comunicazioni aria-aria e aria-terra o per le comunicazioni interne al velivolo. Gli equipaggiamenti avionici, in questo caso, quindi, devono permettere il trasferimento dati;
- **Identification and surveillance:** per identificazione si intende la capacità di identificare altri velivoli o altri oggetti attraverso l'acquisizione di dati (aria-aria) o la capacità di consentire alle stazioni di terra di identificare il velivolo stesso (terra-aria); per sorveglianza, invece, si intende la possibilità di sorvegliare l'ambiente esterno al velivolo e individuare l'eventuale presenza di altri aeromobili o di altri oggetti nelle vicinanze;
- **Navigation:** rappresenta la capacità di determinare la posizione e la velocità di volo del velivolo. Tale funzione è fondamentale per la sicurezza della missione di volo, per cui, in caso di guasto di una linea di alimentazione elettrica, deve esserci ridondanza per permettere la piena operatività dell'equipaggiamento avionico dedicato alla navigazione;
- **Flight control:** il controllo della guida dell'aeromobile verso la destinazione d'interesse è svolto attraverso equipaggiamenti avionici che permettono di determinare l'assetto e i dati relativi all'ambiente esterno. Anche questa funzione è fondamentale nell'ambito della missione di volo, per cui sarà considerata un'ampia ridondanza per gli equipaggiamenti che ne fanno parte;

- **Vehicle management:** costituisce la capacità di garantire lo scambio di dati e l'elaborazione e la gestione degli stessi tra i vari sottosistemi dell'aeromobile, inoltre, consente di ricavare informazioni circa lo stato di salute del velivolo, e più in particolare dei sistemi, in un formato compatibile con l'architettura di calcolo del sistema di missione.

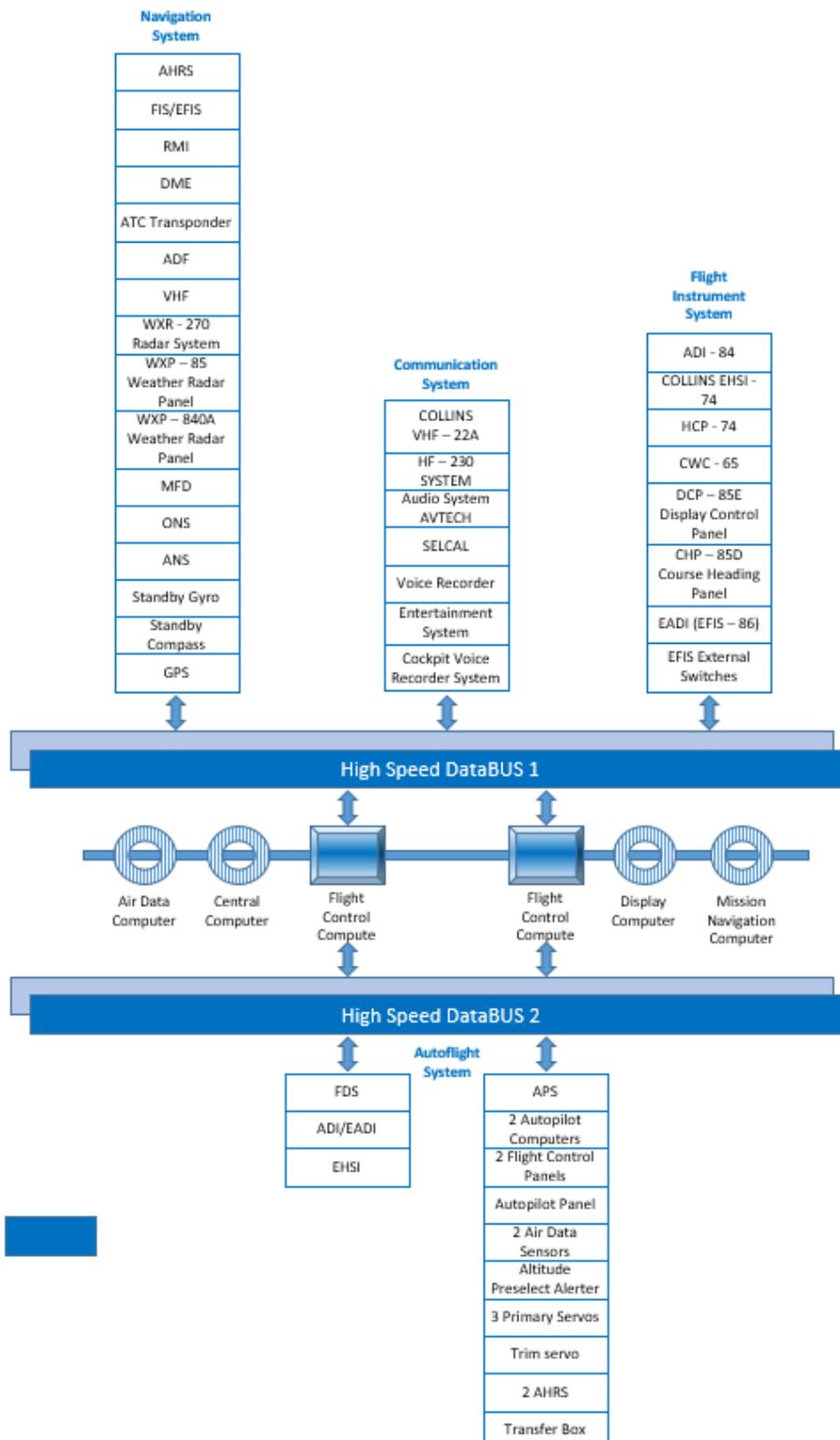
Di seguito viene riportato l'albero funzionale preliminare aggiornato delle funzioni sopra citate:



Architettura Avionic System

Gli equipaggiamenti che costituiscono il sistema avionico sono stati raggruppati in sottosistemi secondo la tipologia di funzione che svolgono. I macro-sottosistemi formati sono:

1. Navigation system;
2. Communication system;
3. Autoflight system;
4. Flight instrument system;



ARINC
629

le frecce rappresentate nello schema sono bidirezionali in quanto esse indicano il passaggio di informazioni dal generico sottosistema alla linea centrale e viceversa.

L'architettura del sistema avionico riportata in figura è di tipo integrata modulare (IMA – *Integrated Modular Avionics*). I vantaggi di utilizzare questo tipo di architettura consistono nell'avere una riduzione del numero di cavi e la mancata esigenza di avere un alimentatore per ogni unità. Per contro, il punto critico è l'affidabilità dei componenti centralizzati del sistema in questione. Questi ultimi sono i *Flight Control Computers* (2 unità), elementi principali per la gestione, trasmissione ed elaborazione dei dati di tutti i sottosistemi. Sulla linea centrale sono stati posti anche: *Air Data Computer*, *Central Computer*, *Display Computer*, *Mission Navigation Computer*, dedicati ai singoli sottosistemi, ed è stata considerata una ridondanza per ognuno. Essi sono collegati direttamente con i *Flight Control Computers* che trasmettono i dati specifici di ogni sottosistema al computer dedicato in questione. Sono stati predisposti due DataBUS distinti e separati, che si collegano direttamente ai *Flight Control Computers*, il primo permette la connessione di Navigation System, Communication System e Flight Instrument System, il secondo è dedicato esclusivamente al sottosistema Autoflight system, FDS e APS, data l'importanza e la necessità di una maggiore velocità di trasmissione dei dati. I due DataBUS sono stati ridondati una volta. Essi sono standard ARINC⁴ 629, usati in alcuni aerei di linea tra cui Airbus 330, Airbus 340, Boeing 777, e consentono di collegare su un bus fino a 128 unità, a una velocità di trasmissione di 2Mbps.

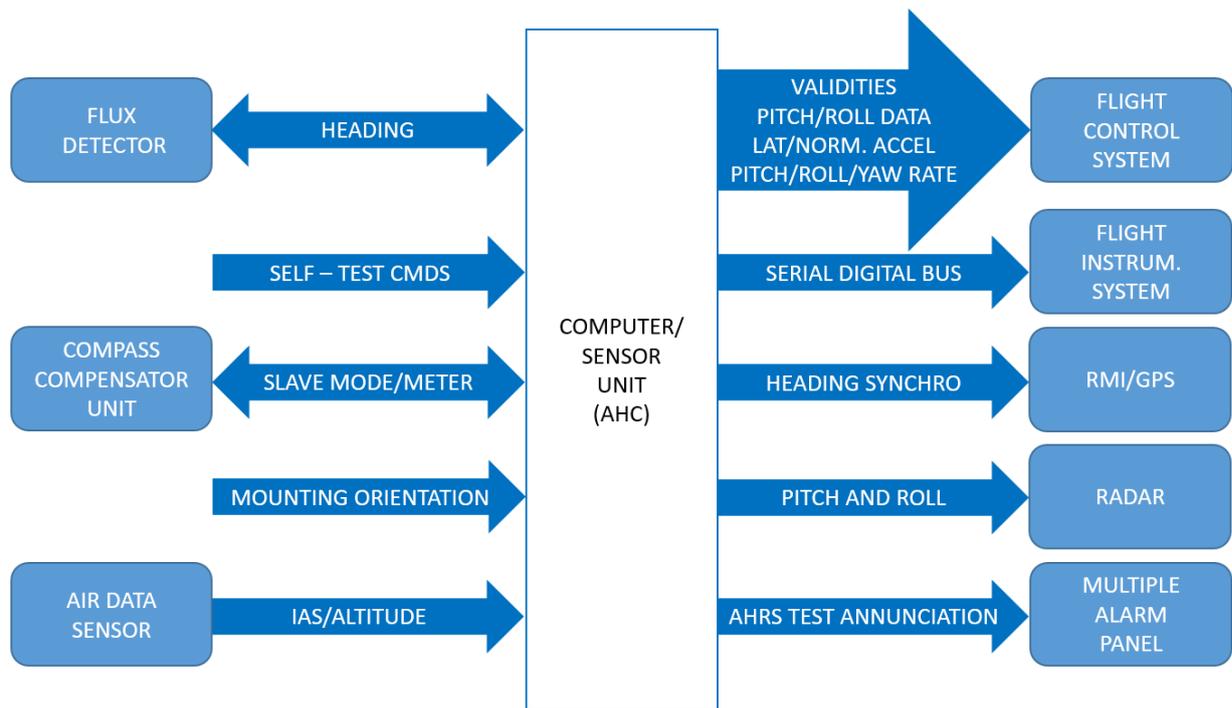
1. La configurazione di base del sistema di navigazione è costituita da due Attitude and Heading Reference System (AHRS), un Flight Instrument System (FIS), Radiomagnetic Indicators (RMI), Distance Measuring Equipment (DME), ATC Transponder, radio ADF e VHF, Weather Radar, Standby Gyro e Standby Compass. Il Flight Instrument System (FIS) è composto da due Attitude Director Indicator (ADI), due sistemi Electronic Horizontal Situation Indicator (EHSI) e un Comparator Warning Computer. Alternativamente, un Electronic Flight Instrument System (EFIS), con o senza display multifunzionale (MFD), può essere considerato come configurazione opzionale, andando a sostituire il FIS di base.

L'AHRS rappresenta l'equipaggiamento avionico che fornisce informazioni di rotta e di assetto agli strumenti presenti nella cabina di pilotaggio e ad altre attrezzature sull'aeromobile, per cui risulta essere necessario per una corretta navigazione del velivolo.

Un Area Navigation System, un Omega Navigation System, un secondo transponder, una seconda radio ADF, una terza radio VHF, un secondo DME e un altro radar meteorologico vengono installati come ridondanze.

Di seguito viene riportata una rappresentazione schematica dell'AHRS e delle sue relazioni con gli altri equipaggiamenti avionici:

⁴ Aeronautical Radio INCorporated service



L'Attitude and Heading Reference System è costituito da un rilevatore di flusso, da un'unità computer/sensor e da un compensatore. Tale sistema fornisce tutte le misurazioni inerenti l'assetto e la direzione, nonché le velocità angolari e le accelerazioni lineari attorno ai tre assi del velivolo.

Nella fattispecie, il rilevatore di flusso rileva le linee del campo magnetico terrestre per fornire informazioni relative alla rotta magnetica (in termini di seno e coseno); l'unità computer/sensor è costituita da multisensori di velocità e accelerazione, da input/output analogici e digitali e da canali di calcolo, necessarie per generare le uscite del sistema; il compensatore è un'unità montata a pannello volta a fornire compensazione alla bussola in remoto. Il sistema AHC è alimentato da un bus a 28 V DC, ovvero in continua, e dispone anche di un ingresso di alimentazione di emergenza da bus di backup che forniscono alimentazione durante i transitori elettrici dovuti all'avvio del motore, alla commutazione di potenza, etc. Al momento dell'applicazione di potenza, l'inizializzazione avviene automaticamente, durante tale fase, la bussola effettua una rivoluzione in senso orario, da Nord.

2. Gli equipaggiamenti avionici che costituiscono il sistema di comunicazione sono i seguenti:
 - VHF COMMUNICATION – per la comunicazione aria-aria e aria-terra;
 - HF COMMUNICATION (OPZIONALE) – per la comunicazione aria-aria e aria-terra, per distanze superiori alla linea di vista;
 - AUDIO SYSTEM – per selezionare i segnali audio dai ricevitori di navigazione e consentire la comunicazione fra:
 - i membri dell'equipaggio nella cabina di pilotaggio, mediante l'interfono presente nella stessa,
 - i membri dell'equipaggio e le stazioni di terra via interfono,
 - i membri dell'equipaggio e la stazione di terra tramite collegamento radio,
 - i membri dell'equipaggio e i passeggeri;
 - SELCAL (OPZIONALE) – permette alle stazioni di terra, equipaggiate con apparecchiature di trasmissione, di contattare i singoli velivoli trasmettendo toni audio;
 - VOICE RECORDER (OPZIONALE) – dispositivo a nastro magnetico senza fine che registra tutti i segnali audio generati e ricevuti dai membri dell'equipaggio per un periodo massimo di 30 min. Trascorsi 30 min., nuovi dati cancellano e sostituiscono i dati più vecchi sul nastro.
 - ENTERTAINMENT SYSTEM (OPZIONALE) – consente di ascoltare musica ed eventuali messaggi di servizio ai passeggeri presenti a bordo.

3. L'Autoflight system è un sistema di controllo a doppia unità, a tre assi, completamente integrato, che include il trim elettrico manuale. È diviso in due sistemi generali: Flight Director System (FDS) e Autopilot System (APS).

Flight Director system (FDS)

Ogni FDS è costituito da un Attitude Director Indicator (ADI o EADI), un Electronic Horizontal Situation Indicator (EHSI) e componenti associati. L'ADI consente di ottenere dati relativi all'assetto, informazioni radio e comandi di guida forniti dal flight guidance computer. L'EHSI, invece, mostra la situazione di navigazione.

Autopilot system (APS)

L'APS è composto due computer, due flight control panel (pannelli di controllo di volo), un autopilot panel, due sensori di dati aerei, tre servocomandi primari, doppio AHRS e un servocomando di assetto. Il sistema richiede gli input dalla bussola e dal sottosistema di navigazione del sistema avionico. Quando l'autopilota è selezionato esso fornisce i servocomandi per consentire il corretto funzionamento del sistema di navigazione automatica; quando l'autopilota non è selezionato, invece, il flight director system è indipendente. Attraverso l'interruttore preposto all'attivazione dell'APS è possibile invertire tale configurazione.

AUTOPILOT COMPUTER

Il computer dell'autopilota è un flight guidance computer (computer di guida di volo) con quattro schede di servo circuito di controllo per assetto di rollio, beccheggio, imbardata e trim dell'elevatore. Tale computer riceve gli input dal flight control panel, dall'autopilot panel, dal sistema di riferimento di rotta e di assetto (AHRS), dai sensori di dati aerei, dal sistema di bussole e dal sistema di navigazione via satellite. A loro volta, gli input vengono elaborati per fornire comandi di guida laterale e verticale da trasferire all'Attitude Director Indicator e gli output richiesti per azionare i servocomandi dell'autopilota attraverso la transfer box.

FLIGHT CONTROL PANEL

Il flight control panel (pannello di controllo di volo) viene utilizzato per selezionare le modalità di funzionamento per il flight director system o per il sistema di navigazione automatica (autopilot system). Il flight control panel consente anche di visualizzare gli annunci di tutti i sistemi presenti a bordo del velivolo.

AUTOPILOT PANEL

L'autopilot panel rappresenta il centro di comando della cabina di pilotaggio per la funzione di pilota automatico del sistema.

AIR DATA SENSOR

I sensori di dati aerei forniscono sia output relativi all'altitudine di pressione che alla velocità indicata (Indicated AirSpeed - IAS), questi vengono poi utilizzati dal computer di bordo per la programmazione della coppia dei servocomandi e dei guadagni di ogni singolo canale. Vengono, inoltre, forniti i segnali per le modalità di mantenimento della quota (Altitude Hold Mode), mantenimento della velocità indicata (Indicated AirSpeed Hold Mode) e mantenimento della velocità verticale (Vertical Speed Hold Mode).

ALTITUDE PRESELECT ALERTER (OPZIONALE)

Il pannello di controllo (alerter panel) fornisce al computer un errore di preselezione dell'altitudine.

PRIMARY SERVOS

I quattro servocomandi per assetto di rollio, beccheggio, imbardata e trim posizionano le superfici di controllo del velivolo in risposta ai comandi dell'autopilot computer attraverso la transfer box.

TRANSFER BOX

La transfer box rappresenta il collegamento tra l'autopilot panel, i quattro servocomandi di assetto e entrambi gli autopilot computer. Essa è controllata dal pulsante di commutazione dell'autopilota posto sugli schermi del pilota e del copilota.

Display

Il sistema di navigazione automatica, ovvero l'autopilot system, è integrato con il Flight Instrument System (FIS) o Electronic Flight Instrument System (EFIS), descritto al punto 4..

Attitude and Heading Reference system (AHRS)

Il sistema di riferimento di rotta e di assetto (AHRS) rileva gli angoli di beccheggio e rollio. Inoltre, fornisce al computer di bordo indicazioni circa la velocità di rotazione, la velocità di rollio, l'accelerazione laterale e verticale, per un corretto funzionamento di flight director/autopilot.

- 4. Il Flight Instrument System (sistema di strumenti di volo) è costituito dall'Attitude Director Indicator (ADI - 84), dall'Electronic HSI System (COLLINS EHSI - 74), e dall'Comparator Warning Computer (CWC - 65).

Il display dell'indicatore di assetto (ADI) è costituito dai seguenti elementi: assetto di beccheggio e di rollio dall'Attitude Heading Reference System (AHRS), comandi di beccheggio e rollio dal computer di volo, guida di planata e localizzatore di deviazione dai ricevitori di navigazione, valutazione della qualità antisdrucchiolevole/antiscivolo della pista dall'inclinometro, altezza di decisione per mezzo del sistema di radioaltimetro (radio altimeter system).

Il sistema EFD - 74 è costituito da un display elettronico di volo montato su un pannello (Electronic Flight Display, EFD - 74), da un pannello di controllo HSI (HCP - 74) e da un HSI Processor Unit (HPU - 74) montato in remoto.

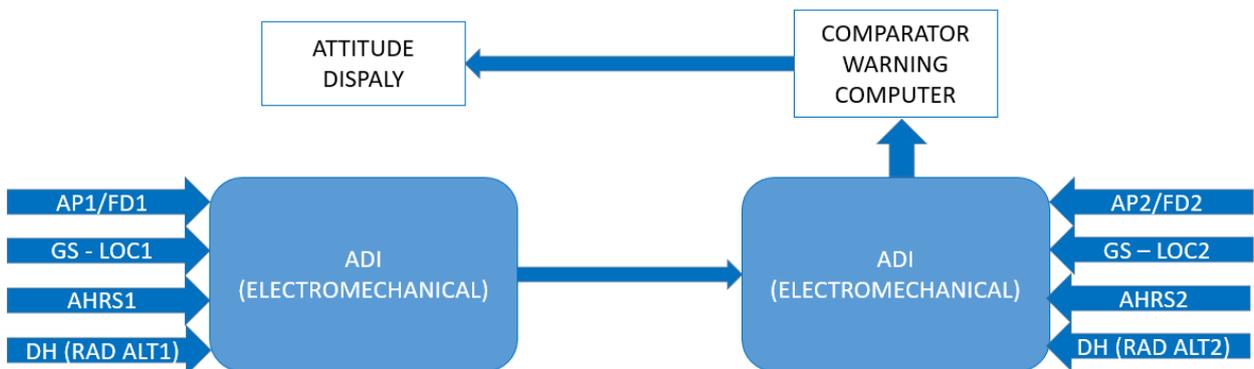
Nell'EFD, le informazioni disponibili sull'HSI elettromeccanico convenzionale, vengono visualizzate su un tubo a raggi catodici colorati, per cui l'HSI diviene un HSI elettronico, ovvero EHSI, (Electronic HSI System).

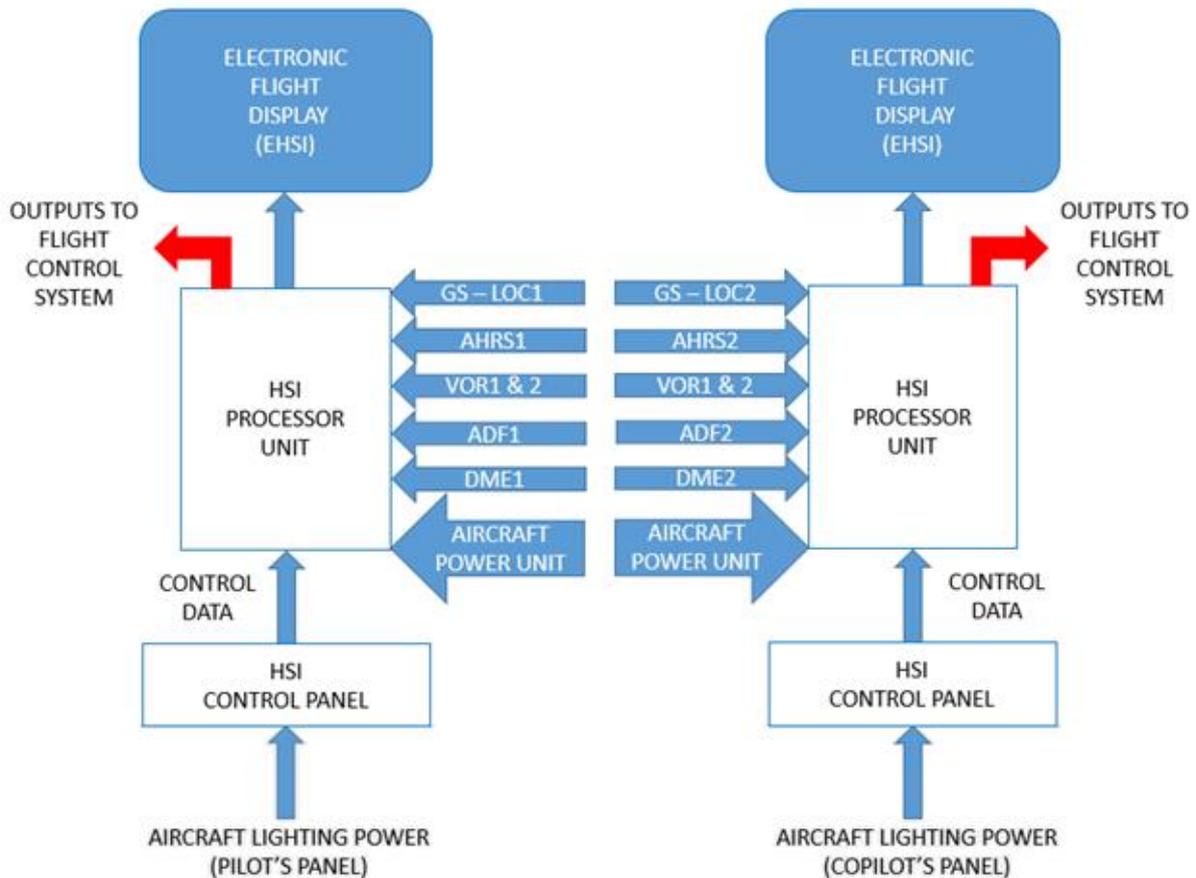
L'HCP, attraverso pulsanti e comandi rotativi, consente di controllare le modalità di visualizzazione dell'EHSI, di ridurre la luminosità, di utilizzare un indicatore di rilevamento o di rotta per raggiungere la destinazione, di impostare, controllare e sincronizzare la rotta.

L'HPU fornisce i segnali video di deflessione necessari per l'electronic flight display, tale unità, inoltre, fornisce i segnali di deviazione, flag e errori al sistema di controllo di volo.

Il CWC è un comparatore di assetto che fornisce un confronto tra la doppia visualizzazione di assetto che compare sui display di pilota e copilota. Gli output del CWC avvertono il pilota di un possibile malfunzionamento dello strumento.

Di seguito viene riportata una schematizzazione del Flight Instrument System (FIS):





Inoltre, a bordo del velivolo vengono considerati i seguenti strumenti di volo:

- Pitot-Static System,
 - Airspeed Indicator
 - Vertical Speed Indicator
 - Instantaneous Vertical Speed Indicator – IVSI
 - Non – Encoding Altimeter
 - Encoding Altimeter
- Radio Altimeter Indicator,
- Altitude Alerter System,
- Clock Timer,
- Clock/Chrono,
- Optional Clock,
- Standby Horizon,
- Magnetic Compass,
- Outside Air Temperature Indicator,
- Turn and Bank Indicator,
- Flight Data Recorder System.

Flight Control System

Requisiti e Assunzioni

Il Flight Control System è il sistema deputato all'attuazione ed al controllo delle superfici mobili, affinché il velivolo possa essere manovrato. L'architettura classica prevede la presenza di *alettoni* per il controllo attorno all'asse x *body*, di *equilibratore* per il controllo attorno all'asse y *body* e del *rudder* per il controllo attorno all'asse z *body*. Ulteriori superfici alle quali poter ricorrere per compiere manovre sono gli spoiler. Le superfici di controllo si dividono, generalmente, in primarie e secondarie: le superfici primarie sono quelle controllate in continua dal pilota per l'esecuzione delle manovre, mentre le superfici secondarie agiscono in maniera discreta. A quest'ultima categoria appartengono i *flap*, gli *slat*, le *trim tab* e gli stessi *spoiler*, che possono essere considerati, in base all'uso che se ne fa, come comandi primari o secondari. Alcuni velivoli, inoltre, possiedono un ulteriore controllo sullo stabilizzatore, per il trimmaggio dell'aeromobile. Anche in tal caso il controllo avviene in maniera discreta.

Le manovre realizzabili sono:

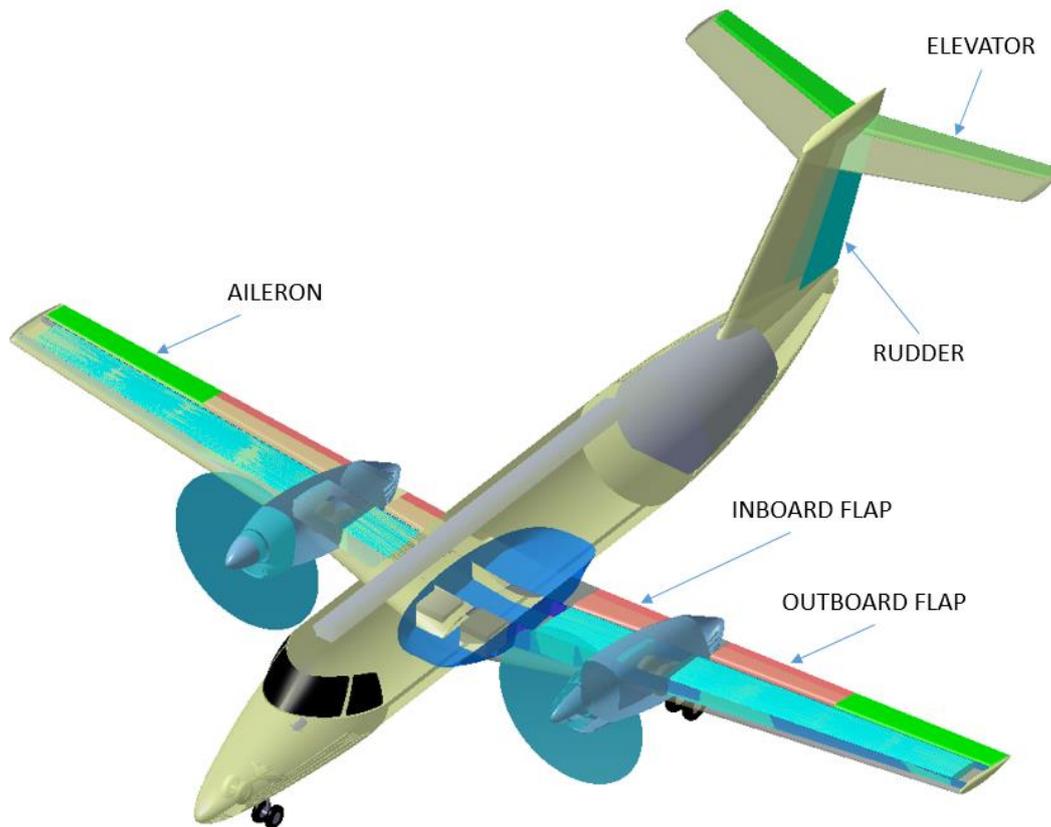
- **Rollio:** gli alettoni, posti generalmente all'estremità alare, si muovono antisimmetricamente, facendo variare la distribuzione di portanza. Si ha, in particolare, che su una semiala l'alettone si alza, provocando in tal modo un abbassamento della portanza generato su quel tratto di semiala, diversamente, sull'altra semiala l'alettone si abbassa, generando un incremento di portanza su quel tratto di semiala. Tale dissimmetria di portanza causa un momento attorno all'asse x *body*. Su alcuni velivoli, soprattutto di grandi dimensioni, per migliorare le prestazioni in rollio, si sfruttano anche gli spoiler, i quali, alzandosi, distruggono la portanza generata sulla semiala, facendola stallare, in maniera da causarne un decremento e sortire così lo stesso effetto dell'alettone.
- **Beccheggio:** l'equilibratore causa un aumento o un decremento di portanza sul *tail*, che, grazie anche al grande braccio rispetto al baricentro, permette al velivolo di diminuire o di aumentare rispettivamente la propria incidenza, in maniera da dare vita a manovre di picchiata o cabrata.
- **Imbardata:** è il timone che, deflettendosi, causa un aumento di portanza sulla superficie verticale, alla quale si accompagna un momento attorno all'asse z *body*.

Fatta questa breve premessa, sarà considerato nello specifico il progetto di interesse.

Trattandosi di un velivolo per aviazione commerciale, non è stato necessario ricorrere ad architetture complesse o totalmente rivoluzionarie. Il velivolo è dotato di un sistema di controllo principale costituito da alettoni, equilibratore e timone. Gli alettoni e l'equilibratore sono azionati meccanicamente; il timone, invece, il cui movimento fornisce la manovrabilità ed il controllo dell'assetto direzionale attorno all'asse di imbardata, è servoassistito idraulicamente e può anche essere azionato meccanicamente, in modalità di inversione manuale, in caso di perdita del sistema idraulico. Le superfici di volo primarie sono azionate da rotelle di controllo e dalle pedaliere del pilota e del copilota, i cui controlli sono meccanicamente interconnessi.

I flap, che aumentano la capacità di portanza dell'ala, e le trim tab, che riducono gli sforzi di barra, sono considerate superfici di volo secondarie. In particolare, il sistema di flap è costituito da tre pannelli per ciascuna semiala, ogni pannello è azionato da un attuatore idraulico.

Viene riportato lo schema del Flight Control System:



Segue una panoramica delle varie superfici di controllo installate a bordo del velivolo.

Rudder system

Il controllo direzionale è fornito dal timone, costituito da due pannelli, disposti in tandem.

Due attuatori idraulici azionano il pannello anteriore, il pannello posteriore, invece, è incernierato a quello anteriore e collegato allo stabilizzatore verticale attraverso un'asta, sia nella parte superiore che inferiore.

La deflessione del pannello posteriore è proporzionale a quella del pannello anteriore.

Il sistema meccanico del timone è completamente duplicato, costituito da cavi, che collegano i pedali nel cockpit al pannello anteriore. I pedali del timone che si trovano a sinistra e a destra del pilota sono collegati tra di loro attraverso una barra posta al di sotto del pavimento della cabina di pilotaggio.

Il sistema idraulico alimenta una Power Control Unit (PCU), installata in corrispondenza dello stabilizzatore verticale. Essa trasforma i movimenti dei pedali in deflessione del timone, incorpora un primo dispositivo per il trim del timone e un secondo dispositivo per bilanciare i carichi, fornendo un incremento della forza artificiale proporzionale alla deflessione del timone.

In caso di guasto del sistema idraulico, la PCU ripristina automaticamente la modalità meccanica del sistema timone.

Inoltre, il sistema di controllo del timone prevede un circuito di controllo elettrico che riceve i segnali da pressostati e da indicatori di velocità, al fine di assicurare il corretto funzionamento del sistema in base alla velocità effettiva del velivolo.

Aileron system

Il velivolo che si vuole sviluppare è caratterizzato dalla presenza di due alettoni installati su ciascuna delle due semiali. Gli alettoni sono azionati meccanicamente attraverso un sistema di attuazione duplicato, suddiviso in due sottosistemi (del pilota e del copilota).

I sottosistemi di controllo degli alettoni sono interconnessi mediante un albero di trasmissione, dotato di un dispositivo di disconnessione, installato a metà lunghezza, che consente di scollegare i due sottosistemi di controllo.

Il dispositivo di disconnessione è azionato da una maniglia situata sul pannello di controllo. Affinché i due sottosistemi di controllo vengano disconnessi, è necessario premere il pulsante blocco di sicurezza e tirare la maniglia. Una volta scollegati, si accende la spia luminosa CONTR DISENG sul pannello di allarme e i due sottosistemi di controllo non possono essere più ricollegati durante il volo, ma è richiesto un intervento di manutenzione.

Nell'eventualità di operare la disconnessione, ciascun pilota ha autorità sull'alettone corrispondente al lato associato.

Gli alettoni possono anche essere azionati dall'autopilota, in particolare, con il dispositivo di disconnessione attivato, l'autopilota aziona soltanto le superfici di controllo degli alettoni di sinistra.

Nel caso in cui si verifichi una failure di uno dei due alettoni, i piloti devono disconnettere i comandi degli alettoni. Se l'alettone del copilota è guasto, non è più possibile mantenere l'aereo nella direzione e assetto desiderati senza che il pilota debba fare sforzo sulla cloche, difatti, in tal caso, vi è bisogno di maggiori forze di controllo sugli alettoni. Invece, il trim degli alettoni è ancora possibile se il sottosistema di controllo dell'alettone del pilota è guasto.

Elevator system

Il controllo della variazione di inclinazione del velivolo rispetto ad un piano orizzontale è assicurato dall'equilibratore, costituito da due pannelli, sinistro e destro, collegati allo stabilizzatore orizzontale attraverso un giunto.

Gli equilibratori sono azionati meccanicamente attraverso un sistema di attuazione duplicato, suddiviso in due sottosistemi (del pilota e del copilota).

L'elevator system è molto simile all'aileron system descritto alla sezione precedente, anche nel caso dell'elevator system, infatti, i sottosistemi di controllo degli equilibratori sono interconnessi mediante un albero di trasmissione, dotato di un dispositivo di disconnessione, installato a metà lunghezza.

Il servocomando dell'autopilota è collegato all'albero di comando dell'equilibratore sinistro, altri servocomandi, distinti, invece, sono collegati alla colonna di controllo dell'equilibratore destro. Se il dispositivo di disconnessione è attivo, i servocomandi azionano solamente i pannelli dell'equilibratore del rispettivo lato.

Flap system

Il velivolo è dotato di tre pannelli flap su ogni semiala, designati come:

- inboard flap
- nacelle flap
- outboard flap

Tutti i flap sono azionati tramite attuatori idraulici, uno per ogni flap, e il loro spostamento è controllato elettronicamente.

Un selettore locale, situato in corrispondenza della zona posteriore di ciascun pannello posteriore, comanda l'assetto del flap. Fermi meccanici sono previsti per le posizioni a 0°, 15°, 25° e 45°.

Electronic System Control

Il sistema di controllo elettronico dei flap comprende i seguenti componenti principali:

- Flap Position Indicator (FPI);
- Flap Annunciator Unit (FAU).

Una volta che il pilota seleziona la posizione del flap desiderata attraverso la Flap Selector Lever, l'informazione viene trasmessa all' Annunciator Unit, tramite tre canali di controllo indipendenti. L'impostazione dell'assetto del flap viene trasmessa alla Flap Control Unit (FCU) che comanda gli attuatori appropriati.

L'Annunciator Unit consente di visualizzare le informazioni circa il funzionamento del sistema mediante barre luminose, che mostrano individualmente la posizione di ciascun pannello flap e la posizione selezionata degli

stessi. Questa unità monitora continuamente ogni spostamento dei flap e può anche disattivare il normale controllo degli attuatori.

Il Flap Position Indicator è uno strumento analogico, a puntatore singolo, che mostra la media pesata dello spostamento del flap.

Trim systems

Il trim in fase di rollio e beccheggio viene eseguito per mezzo di alette correttive presenti su equilibratore e alettoni, azionate da attuatori meccanici irreversibili installati all'interno di ciascuna superficie aerodinamica.

Il trim direzionale, invece, viene eseguito per mezzo del dispositivo di sensibilità e centraggio della PCU, ciò accede soltanto quando il rudder system è in modalità *powered mode*, quindi non meccanica.

Il trim di rollio, beccheggio e direzionale è controllato manualmente dalla cabina di pilotaggio, per mezzo di rotelle di controllo denominate:

- *Elevator Trim Wheels,*
- *Rudder Trim Wheel,*
- *Aileron Trim Wheel.*

Landing Gear

Requisiti e Assunzioni

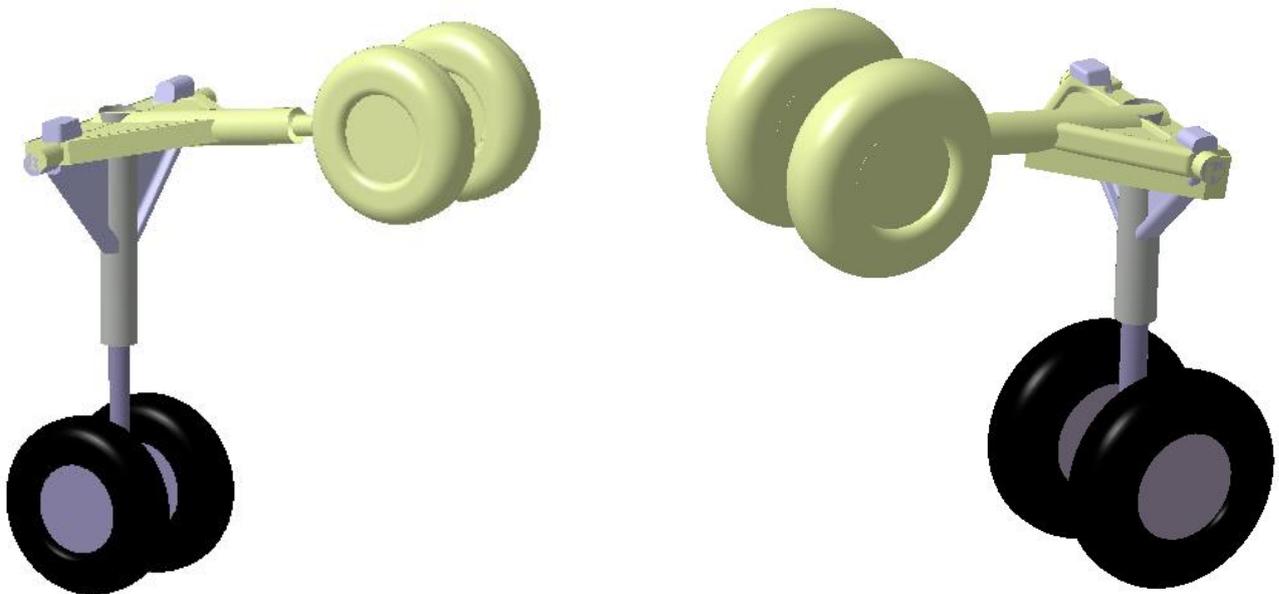
Il carrello è un sistema molto importante per l'operatività del velivolo. Quest'ultimo, oltre ad operare "in aria", deve essere dotato della capacità di poter far sì che l'aeromobile ritorni al suolo e che possa ivi operare. È un sistema particolare, molto diverso dagli altri presenti sul velivolo. Bisogna tenere presente, infatti, che più la macchina è pesante, più il sistema in questione dovrà essere meccanicamente in grado di reggere l'impatto col suolo, e di sostenere l'aeromobile durante le operazioni a terra, quali la fase di taxi o di movimentazione per mezzo dei trattori di servizio. Anche dal punto di vista dei materiali, esso è molto diverso: anziché l'utilizzo di alluminio e compositi, come ormai è consuetudine nell'ambito delle strutture aeronautiche, si ha la necessità di ricorrere ad acciaio e titanio, per sopportare i grandi carichi agenti, sia di tipo meccanico che di tipo termico.

Nel progetto del landing gear system, la cui architettura oggi giorno più diffusa e quasi universalmente utilizzata è la cosiddetta "triciclo anteriore", bisogna tener conto oltre che degli impatti col suolo e della relativa energia da dissipare, anche della capacità di sterzata e di frenatura. La *sterzata* è necessaria per la movimentazione autonoma del carrello a terra, così come la *frenatura*, usata durante le fasi che vedono il velivolo al suolo e durante le ultime fasi della corsa di atterraggio. Trattandosi di un sistema pesante, bisogna ricorrere alla scelta di attuatori potenti, che consentano una completa retrazione del carrello in tempi brevi, e lo blocchino in posizione.

Ovviamente, tutti questi aspetti devono essere tenuti in conto sin dalle prime fasi del progetto.

Per il velivolo che si intende sviluppare, come già anticipato, si è optato per un carrello triciclo anteriore, in particolare esso presenta tre strutture, una anteriore (*nose landing gear* o *forward structure*) e due posteriori (*main landing gear* o *central structure*). Entrambe le strutture posteriori sono costituite da un carrello di atterraggio a due ruote, convenzionale, e anche la struttura anteriore è rappresentata da una convenzionale unità a due ruote, orientabile. La retrazione, l'estensione e la sterzata delle ruote anteriori del nose landing gear sono funzioni deputate al sistema idraulico, è, inoltre previsto, un sistema elettrico alternativo per l'estensione del carrello e un sistema di estensione di emergenza a "caduta libera".

Anche il sistema di frenatura normale e l'impianto frenante di emergenza sono alimentati dal sistema idraulico. Inoltre, vengono considerati dispositivi antiscivolo.



Actuation system

I carrelli, nose e main, sono normalmente controllati dalla leva di azionamento del landing gear (LANDING GEAR Lever). Al suolo, la levetta di blocco, impedisce alla leva del carrello di ruotare verso l'alto; in volo, invece, il sistema aria/terra automaticamente fa sì che la levetta di blocco si sganci.

Landing Gear Retraction

Due porte racchiudono ciascun alloggiamento del carrello. Entrambe le coppie di porte posteriori sono collegate meccanicamente a ciascun carrello, mentre la coppia di porte anteriori è azionata idraulicamente. Quando il carrello è esteso, entrambe le coppie di porte posteriori sono aperte e la coppia di porte anteriori è chiusa. Nel momento in cui la leva di azionamento del landing gear viene spostata sul comando "UP", anche la coppia di porte anteriori si apre, consentendo al nose landing gear di retrarsi. Durante la fase di retrazione, i freni fermano automaticamente la rotazione del main landing gear mentre gli ammortizzatori bloccano la rotazione del nose landing gear. Dopo la retrazione, tutte le porte sono chiuse e tutti gli ingranaggi sono mantenuti in posizione da blocchi meccanici.

Landing Gear Extension

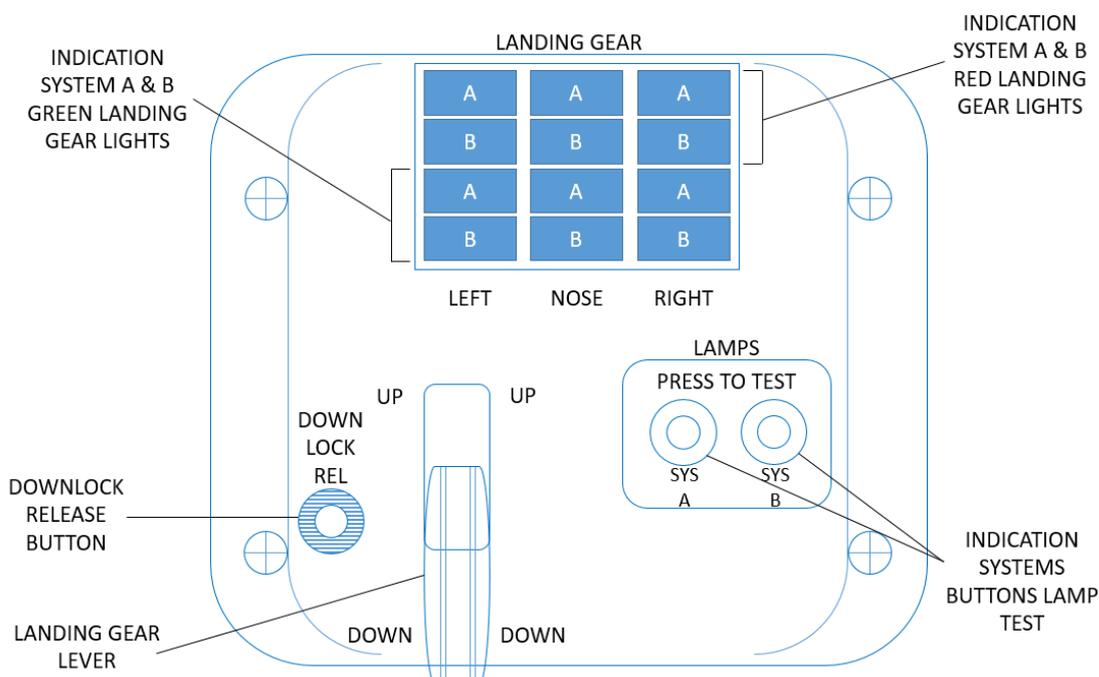
Quando la leva di azionamento del landing gear viene spostata sul comando "DOWN", grazie alla pressione idraulica, i blocchi meccanici vengono rimossi e il carrello si estende grazie alla pressione idraulica, alla forza di gravità e ai carichi d'aria. Valvole meccaniche e idrauliche overcenter, consentono la massima estensione degli ingranaggi.

Il sistema di attuazione alternativo è costituito da un comando di override elettrico. Qualora un qualsiasi guasto di un componente elettrico precluda l'estensione del carrello di atterraggio, quando la leva di azionamento è impostata su "DOWN", si ricorre al comando alternativo di override elettrico. Tale sistema è gestito da un interruttore a tre posizioni, situato in un compartimento sul pavimento, sul lato sinistro del sedile del copilota. Con la leva di comando del carrello impostata sul comando DOWN, il copilota deve spostare il pulsante sul comando DOORS e attendere almeno 3 secondi per consentire l'apertura delle porte, dopodiché deve spostare il pulsante sul comando GEAR/DOORS. Quando il carrello di atterraggio è bloccato nella posizione estesa, l'interruttore deve essere impostato su NORMAL in modo da consentire alle porte di chiudersi.

Infine, in caso di guasto di entrambi i sistemi di attuazione normale e alternativo elettrico del landing gear, bisogna necessariamente ricorrere al sistema di estensione di emergenza a "caduta libera".

Nella fattispecie si tratta di un sistema meccanico, comandato da cavi, i quali agiscono direttamente sui ganci di blocco. Una volta attivato il dispositivo di comando, il carrello di atterraggio viene sbloccato, cade liberamente ed è bloccato per gravità.

Di seguito è riportata la schematizzazione del Landing Gear Panel:



Brakes Actuation system

Il sistema di frenata (*normal brake system*) viene azionato da entrambe le pedaliere del pilota. I pedali sono collegati, mediante cavi di tipo push – pull, a valvole di frenata/antislittamento (*brake/anti – skid valves*). Ciascuna valvola aziona una coppia di ruote: entrobordo e fuoribordo; esse sono alimentate dal sistema idraulico, dal quale ricevono, ognuna, 3000 *psi*. Se si verifica una perdita, un fusibile idraulico interrompe il flusso d’olio all’unità frenante, mantenendo il livello di pressione nell’altra linea. Il freno di stazionamento e di emergenza (*emergency/parking brake*) è costituito da un accumulatore idraulico, due valvole di non ritorno (*check valves*), una valvola di frenata/antislittamento, dispositivi di attuazione meccanici, una valvola di termoregolazione e due pressostati. La leva di azionamento situata sul pannello di comando è collegata alla valvola di frenata/antislittamento mediante dei cavi di tipo push – pull. Quando viene azionata la valvola collegata al freno di stazionamento e di emergenza, la pressione alimenta uniformemente le quattro unità di frenata presenti sul velivolo. Il livello di pressione è proporzionale allo spostamento della leva di azionamento ed il suo valore massimo è pari a circa 1300 *psi*.

In caso di failure del normal brake system, interviene il sistema di stazionamento e frenata di emergenza per far sì che l’aeromobile si arresti completamente, in seguito ad un atterraggio o in caso di decollo abortito. Se durante la fase di decollo si ricorre al freno di stazionamento e di emergenza, viene emesso il messaggio vocale “TAKEOFF BRAKES”.

Nose Wheel Steering

Il velivolo che si intende progettare è equipaggiato con un sistema di sterzo del ruotino anteriore, alimentato dal sistema idraulico e controllato elettricamente.

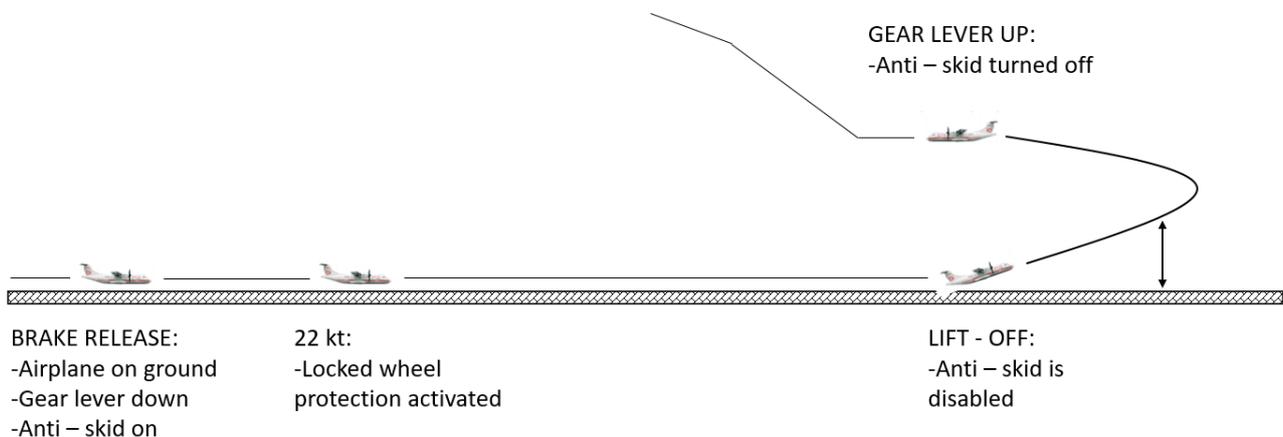
L’impianto sterzante è controllato, in parte, attraverso una barra collegata al ruotino anteriore che consente una deflessione dello stesso di 50° in entrambe le direzioni, raccomandandone l’uso durante la fase di taxi. Tale barra si trova sulla console sinistra del pilota e deve essere spinta e ruotata nella direzione desiderata per poter essere azionata. Il controllo del sistema di sterzo avviene, in parte, anche attraverso le pedaliere del pilota, in tal caso è consentita una deflessione del ruotino anteriore di 7° in entrambe le direzioni, se ne raccomanda l’uso durante le fasi di decollo e di atterraggio. Dunque, gli angoli di sterzata possono arrivare sino a 57° quando la manopola dello sterzo viene utilizzata insieme alle pedaliere del pilota.

Quando il velivolo è in volo, ovviamente, la barra collegata al ruotino anteriore e le pedaliere sono disabilitate. Per indicare un guasto dell’impianto sterzante, si accende la spia “STEER INOP” sul pannello di allarme multiplo (MAP).

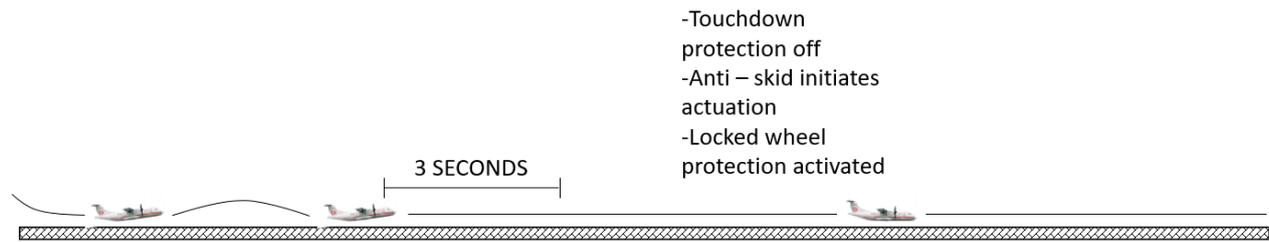
Anti – Skid system

Si è detto che il carrello è dotato anche di sistema antislittamento, di seguito ne viene riportata la sequenza di funzionamento.

In fase di taxi e di takeoff:



In fase di landing:



- Touchdown protection off
- Anti – skid initiates actuation
- Locked wheel protection activated

FIRST TOUCHDOWN:	LATEST TOUCHDOWN	WHEELS SPINNING	22 kt:	6 kt:	REST
-Gear lever down		AT 50 kt:	-Locked wheel protection deactivated	-Anti – skid is disabled	
-Anti – skid on		-Touchdown protection off			
-Touchdown protection active		-Anti – skid initiates actuation			
		-Locked wheel protection activated			

Environmental Control System

Requisiti e Assunzioni

Il sistema di condizionamento dell'elivolo deve soddisfare la necessità di mantenere in cabina le condizioni ambientali desiderate in termini di condizionamento di aria. L'obiettivo non è solo quello di garantire la portata d'aria in cabina necessaria alla sopravvivenza degli occupanti del velivolo, ma anche quello di fornirne una quantità maggiore che possa assicurare l'adeguato *comfort* ai passeggeri.

Per quanto riguarda la piattaforma convenzionale di riferimento che si intende sviluppare, l'Environmental Control System, così come l'Anti – Icing System, è pneumatico, di tipo “*bleed air*”, cioè con spillamento di aria dal motore.

Viene considerato, inoltre, un sistema di ventilazione (*Ventilation System*) in modo da raffreddare gli equipaggiamenti avionici installati nell'alloggiamento elettronico del *nose compartment*.

Architettura ECS

L'aria pressurizzata proveniente dall'*Air Bleed System*, è condizionata da due unità ECS, entrambe posizionate in prossimità bordo anteriore del *fairing* ala - fusoliera, su ciascuno dei due lati del velivolo. Ogni unità di condizionamento è costituita da uno scambiatore di calore a doppia sezione, un dispositivo per ricircolo di aria con cuscinetti a lamina d'aria, un condensatore e un separatore d'acqua. L'aria calda proveniente dall'*Air Bleed System* entra nell'unità di condizionamento attraverso un regolatore di pressione/valvola di intercettazione, controllato da un selettore di controllo dell'unità, che è di tipo a quattro posizioni, situato sul pannello di controllo a schermo tattile dell'impianto di climatizzazione. La valvola di intercettazione del regolatore di pressione dell'unità ECS è di tipo a farfalla, azionata elettropneumaticamente e regola la pressione dell'aria, affinché quest'ultima possa poi entrare all'interno della macchina per ricircolo di aria. In caso di interruzione dell'alimentazione elettrica o pneumatica, la valvola rimane chiusa, indipendentemente dalla posizione del selettore di controllo dell'unità.

Un tubo di Venturi a flusso critico è situato appena a valle del regolatore di pressione/valvola di intercettazione per limitare il flusso d'aria all'unità ECS, come dispositivo di sicurezza per le linee di condizionamento dell'aria.

Quindi, il flusso d'aria entra, dapprima, nello scambiatore di calore, dove viene raffreddato, per poi passare, attraverso la valvola di ingresso del compressore, nella sezione del compressore vero e proprio. L'aria così raffreddata, proveniente dallo scambiatore di calore, viene pressurizzata ad un livello adatto ad entrare all'interno della turbina della macchina a ciclo d'aria. Quest'ultima, infatti, è nient'altro che una bobina di compressore azionata da una turbina, che utilizza solo l'aria fredda pressurizzata per alimentare la cabina.

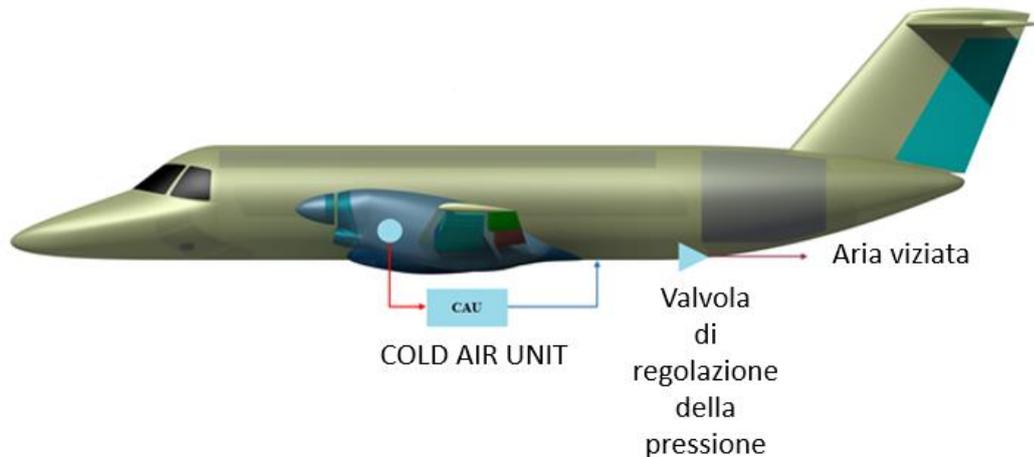
Il calore acquisito dall'aria nella fase di compressione viene eliminato quando il flusso d'aria entra nel secondo scambiatore di calore, all'interno del quale la sua temperatura scende a circa la metà del suo valore iniziale.

Il flusso d'aria che passa attraverso i due scambiatori di calore viene raffreddato dall'aria esterna attraverso le prese d'aria durante il volo o dalle ventole di raffreddamento al suolo, durante le operazioni a terra. Le ventole di raffreddamento a terra sono azionate da un motore elettrico e sono installate vicino agli scambiatori di calore di ciascuna unità; un malfunzionamento delle ventole di raffreddamento causa uno scarso raffreddamento del primo dei due scambiatori di calore, in grado, a sua volta, di causare una condizione di failure dell'intera unità ECS.

Successivamente, l'aria raffreddata, ad alta pressione, viene condensata e l'acqua viene estratta e raccolta nel separatore d'acqua. Quest'ultima viene convogliata attraverso un tubo di scarico e viene spruzzata sullo scambiatore di calore, al fine di migliorarne l'efficienza. Dopodiché il flusso d'aria, privo di acqua, viene indirizzato alla turbina di espansione, dove pressione e temperatura vengono ridotte drasticamente.

Il lavoro generato dalla turbina viene trasmesso al compressore, attraverso un albero, in tal modo si avvia il normale ciclo di funzionamento dell'unità ECS. L'aria fredda, a bassa pressione, proveniente dalla turbina, si combina con l'aria calda proveniente dalla linea di bypass, raggiungendo in tal modo un adeguato livello di temperatura e pressione per la cabina. L'aria condizionata viene diretta verso la sezione a bassa pressione del condensatore, passa attraverso una valvola di non ritorno e viene inviata ai condotti di distribuzione.

Segue lo schema del sottosistema:



Air Distribution system

L'aria erogata dalle unità ECS viene convogliata verso una camera di miscelazione, per poi essere diretta nei vari condotti di distribuzione. La camera di miscelazione restituisce una miscela di aria condizionata proveniente dall'Environmental Control System e di aria esterna proveniente dalle ventole di raffreddamento. Tale miscela di aria scorre verso l'interno del velivolo attraverso prese d'aria situate a livello del pavimento (*lower outlets*) o a livello sopraelevato (*upper outlets*) e a livello della console (nel cockpit).

Come dispositivo aggiuntivo per fornire aria ai passeggeri e ai membri dell'equipaggio, sono disponibili prese d'aria lungo la cabina e all'interno del cockpit.

I condotti di distribuzione hanno forme diverse, in modo tale da fornire una quantità di flusso d'aria diversa nella cabina passeggeri e nella cabina di pilotaggio. Il flusso d'aria richiesto per la cabina passeggeri è pari al 60%, mentre quello richiesto per il cockpit è pari al 40%, indipendentemente dalla disposizione delle unità ECS.

Pax Cabin Air Distribution

L'aria da distribuire alla cabina passeggeri viene convogliata all'interno di quest'ultima attraverso condotti di sbocco superiori ed inferiori, in particolare, l'aria più calda è diretta verso i condotti inferiori e l'aria più fredda è diretta verso i condotti superiori, in tal modo è possibile assicurare una buona circolazione dell'aria, approfittando anche del naturale movimento del flusso d'aria stesso.

La deflessione del flusso d'aria (aria calda diretta verso il basso e aria fredda diretta verso l'alto) è resa possibile per mezzo di una valvola a tre vie, azionata automaticamente a 24°C (75°F) da un sensore di temperatura.

Cockpit Air Distribution

L'aria erogata alla cabina di pilotaggio viene continuamente diretta verso i diffusori di parabrezza e di finestrini laterali e verso i condotti di sbocco situati a livello della console. Il flusso d'aria per il disappannamento del parabrezza è controllato dall'interruttore W/S DEFOG, presente sul pannello di controllo del sistema di climatizzazione, che comanda una valvola di deflessione a farfalla. Una volta attivata, tale valvola aumenta il flusso d'aria diretto verso i diffusori del parabrezza, in modo tale da favorirne il disappannamento.

In più, sono predisposte delle ulteriori prese d'aria, situate nella regione in prossimità dei piedi del pilota.

Recirculation system

Per aumentare il flusso d'aria nella cabina passeggeri, si considerano due ventole di ricircolo, le quali attingono aria fresca da sotto il pavimento e la inviano alla camera di miscelazione. Ciascuna ventola di ricircolo è controllata mediante il relativo interruttore RECIRC presente sul pannello di controllo e funziona a basso o alto numero di giri, come selezionato.

Il sistema di ricircolo, di solito, viene utilizzato a terra, in modo da non sovraccaricare i motori sprecando energia. In volo, invece, le ventole di ricircolo possono essere avviate in combinazione con le unità ECS, al fine di migliorare il livello di refrigerazione all'interno della cabina.

In caso di presenza di fumo in cabina, il sistema di ricircolo deve rimanere spento. Anche durante le giornate calde, mentre l'aeromobile è a terra, le ventole di ricircolo devono essere tenute spente, in modo da ridurre il tempo di raffreddamento.

De – Icing & Rain Protection System

Requisiti e Assunzioni

L'obiettivo principale del sistema De – Icing è quello di prevenire un fenomeno estremamente pericoloso per il volo: la formazione di ghiaccio. Questa, infatti, produce effetti negativi multipli quali aumento di resistenza, diminuzione del $C_{L_{max}}$ con conseguente stallo della velatura, blocco della rotazione delle superfici mobili, squilibrio delle eliche, ostruzione delle prese d'aria degli strumenti di bordo, oscuramento dei finestrini e del parabrezza.

La formazione di ghiaccio può essere causata principalmente da:

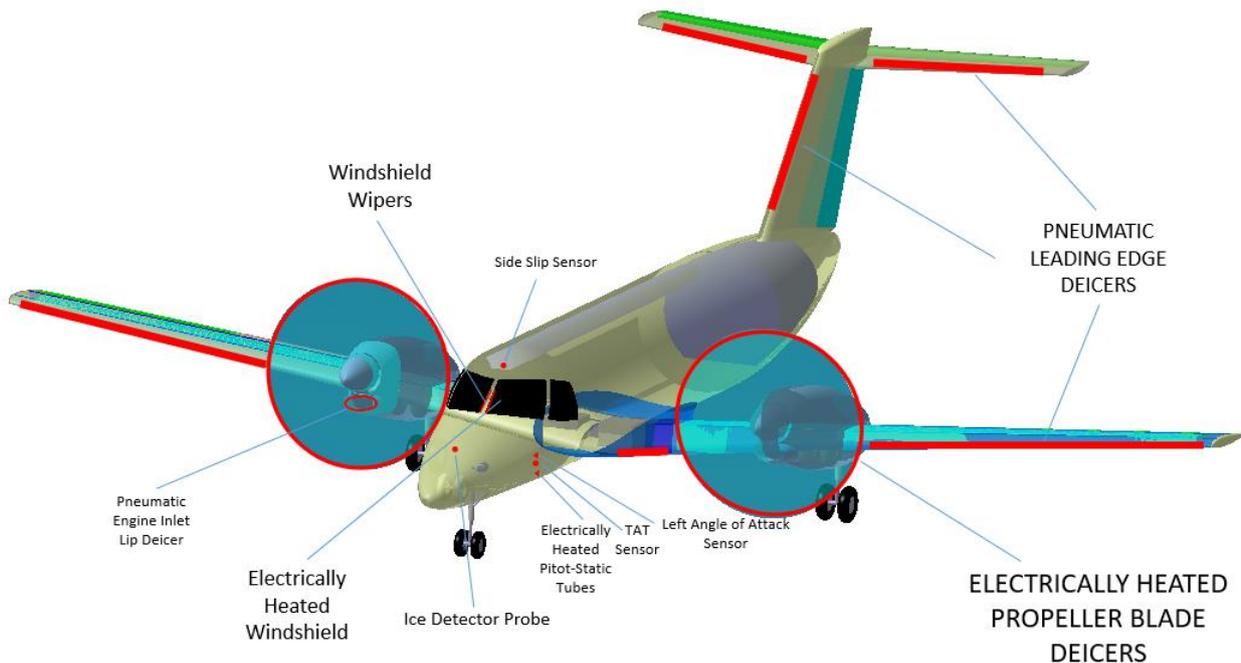
- fenomeni di accumulo e congelamento del velivolo per mezzo di precipitazioni e condizioni meteo, quando il velivolo è a terra;
- solidificazione da impatto di goccioline sopraffuse di acqua a contatto con alcune specifiche zone della struttura del velivolo, formatesi a causa delle temperature molto basse a cui le superfici sono esposte durante il volo. Il fenomeno diventa più probabile quando il velivolo vola in nube o in zone dell'atmosfera in cui si presenta una distribuzione di acqua in stato di sopraffusione (stato in cui le goccioline aderiscono e si solidificano, creando accumulo di ghiaccio).

Questo fenomeno coinvolge soprattutto le zone anteriori del velivolo, in quanto si tratta di zone di arresto della corrente aerodinamica, si pensi ai bordi d'attacco dell'ala e del piano di coda orizzontale, e le parti in movimento come i *propellers* dei motori.

Per la piattaforma di riferimento che si intende sviluppare, l'De – Icing & Rain Protection System è costituito da:

- De – Icing pneumatico per:
 - Ali
 - Stabilizzatore orizzontale
 - Stabilizzatore verticale
- De – Icing dei propellers per:
 - Bordo d'attacco delle pale delle eliche
- Tergicristalli del parabrezza:
 - Parabrezza destro
 - Parabrezza sinistro
- Sistema di rilevamento del ghiaccio

Segue lo schema del sottosistema:



Architettura Pneumatic De - Icing System

Il De – Icing System o sistema di protezione da ghiaccio, meccanico – pneumatico, preso in considerazione è di tipo tradizionale, basato su delle camere di gomma (o membrane) montate sulle superfici da scongelare, ovvero ali, stabilizzatore orizzontale e verticale, prese d'aria e condotti di bypass dei motori.

Nel momento in cui si forma del ghiaccio, il sistema pneumatico gonfia le membrane, dette *boots*, con aria compressa. L'espansione provoca delle crepe nel ghiaccio che si è accumulato, che, a sua volta, viene spazzato via dal flusso d'aria. Le camere di gomma vengono poi sgonfiate per restituire l'ala o la superficie interessata alla sua forma ottimale.

Come l'Environmental Control System, anche il De – Icing System è di tipo “*bleed air*”, cioè l'aria viene prelevata dal motore, per mezzo di un collettore, distribuita a sei valvole di controllo del flusso e, da queste, inviata ai boots.

- Le valvole di controllo sono azionate elettricamente e controllate altrettanto elettricamente da timer elettronici, in tal modo esse consentono di instaurare cicli di gonfiaggio per i bordi d'attacco delle superfici portanti e per le zone d'ingresso delle prese d'aria dei motori.
- I *deicer* (ovvero gli sghiacciatori) relativi alle zone d'ingresso delle prese d'aria dei motori sono controllati in maniera indipendente da singoli timer; i *deicer* relativi ai bordi d'attacco delle superfici portanti, invece, sono controllati da un solo timer, con un secondo in standby.

L'aria viene prelevata da entrambi i motori e convogliata verso il collettore, quindi, in caso di guasto di un motore, il motore rimanente deve essere in grado di fornire la quantità di aria sufficiente al corretto funzionamento del sistema di protezione da ghiaccio.

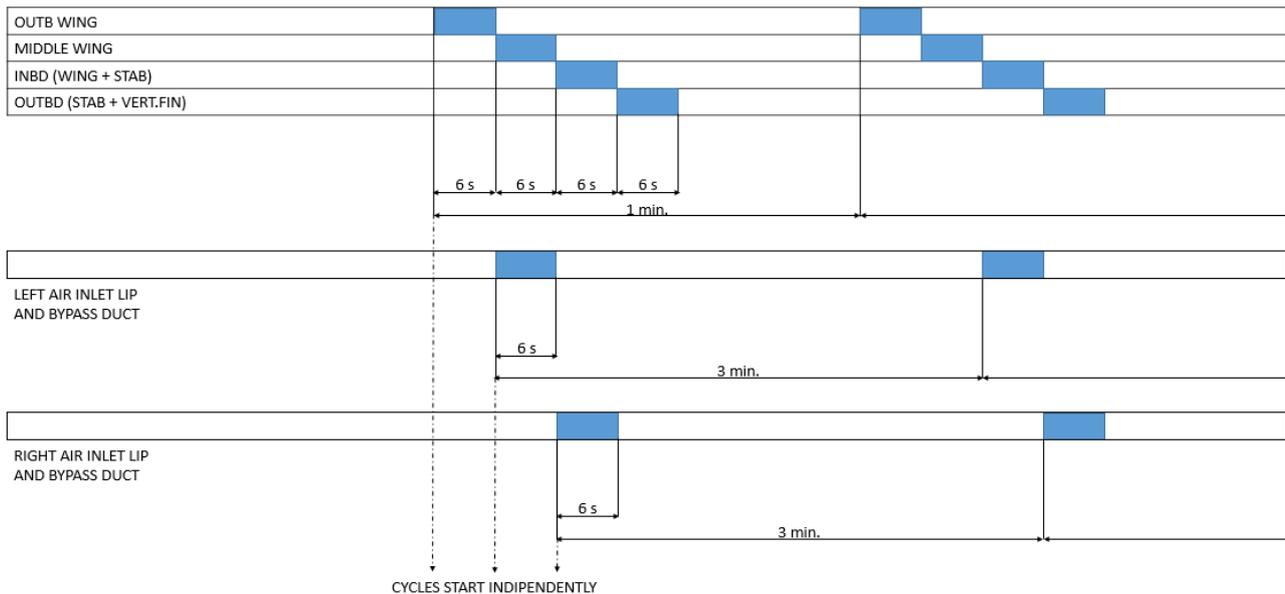
- Quando il de – icing system funziona correttamente, è accesa la spia verde NORMAL. Se viene rilevato un guasto per uno qualsiasi dei boot, si accende la spia arancione corrispondente e la luce verde si spegne.
- Le luci di ispezione posizionate su entrambi i lati della fusoliera, illuminano i bordi d'attacco delle ali e le prese d'aria dei motori, consentendo ai membri dell'equipaggio di rilevare visivamente l'accumulo di ghiaccio durante la notte. Le luci di ispezione sono controllate mediante l'interruttore INSP, che si trova sul pannello di controllo in alto, al di sopra della testa del pilota.

Pneumatic Deicing System Cycles

Per le zone in prossimità dell'ingresso delle prese d'aria e per i condotti di bypass dei motori, si considera un ciclo di riscaldamento di 3 minuti, non c'è sincronizzazione tra i timer dei vari boot, per cui è possibile il funzionamento simultaneo di due o più valvole di controllo del flusso.

Per la protezione dei bordi d'attacco delle superfici portanti, invece, ciascuna valvola di controllo del flusso viene azionata per 6 secondi, compiendo un ciclo intero automaticamente ogni minuto.

Da notare che se il sistema di protezione da ghiaccio viene disattivato, esso non può essere attivato, per almeno 5 secondi, al fine di evitare indicazioni automatiche di guasto.



Propeller Deicing

Il bordo d'attacco delle pale delle eliche incorpora delle resistenze elettriche per la protezione dal ghiaccio. Viene inoltre considerato un sistema ridondante costituito da due timer, che controllano i cicli di riscaldamento. Ciascun timer aziona contemporaneamente due pale opposte, secondo la seguente sequenza:

SEQUENCE SEGMENT	HEATED BLADES
1	Left propeller/blades 1 & 3
2	Right propeller/blades 1 & 3
3	Left propeller/blades 2 & 4
4	Right propeller/blades 2 & 4

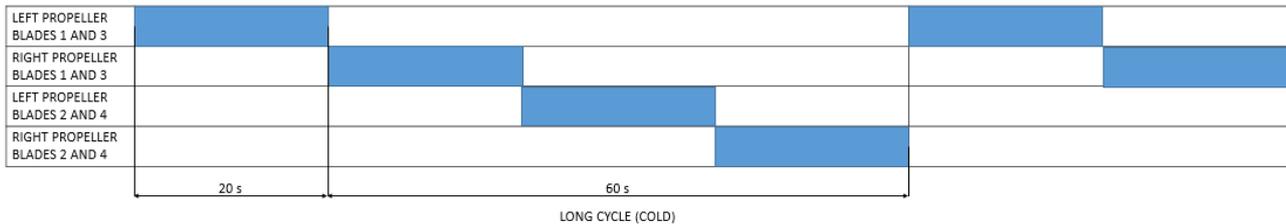
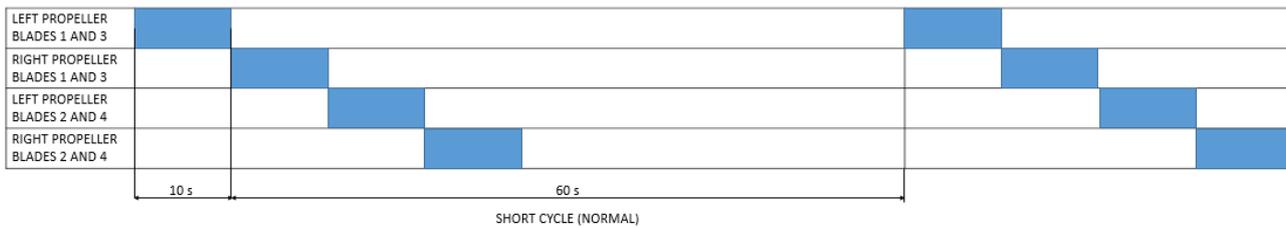
Ogni elica e ogni timer sono alimentati da un bus a 28 V CC, indipendente.

L'intero sistema non viene alimentato quando la pressione dell'olio del motore è inferiore a 40 psi.

Per la protezione da ghiaccio delle eliche sono previsti cicli di riscaldamento di tipo breve e di tipo lungo.

Per quanto riguarda i cicli brevi, i riscaldatori di ciascuna pala vengono eccitati per 10 secondi e diseccitati per 60 secondi. Nei cicli lunghi, invece, i riscaldatori sono eccitati per 20 secondi e diseccitati per 60 secondi. I cicli di tipo breve sono consigliati quando la temperatura esterna (TOAT) è superiore a -10°C , i cicli di tipo lungo, invece, sono raccomandati al di sotto dei -10°C .

La tipologia di ciclo di riscaldamento viene selezionata per mezzo dell'apposito pulsante, situato sul *propeller deicing panel*.



Electrical Anti – Icing Systems

Windshields Heating system

Sono stati considerati degli alimentatori indipendenti per ciascun elemento riscaldante del parabrezza e per ciascun corrispondente circuito di controllo. Un interruttore di tipo ON – OFF per ogni parabrezza mantiene la temperatura dello stesso entro valori limite prestabiliti. In particolare, vengono considerati dei cicli di riscaldamento a una temperatura compresa tra 40°C e 45°C, con un limite di surriscaldamento di 55°C.

Quando il parabrezza viene riscaldato, si illumina la spia di colore verde ON, sul pannello di controllo dell'Anti – Icing System, se, invece, il parabrezza non viene riscaldato, si illumina la spia di colore giallo INOP, e la luce verde si spegne.

Nel momento in cui viene rilevata una condizione di surriscaldamento del parabrezza (ovvero si instaura una temperatura superiore a 55°C), sul pannello di controllo si illumina la spia rossa RW/S OVERHEAT o LW/S OVERHEAT, a seconda che si tratti del finestrino di destra o del finestrino di sinistra.

Dei fili conduttori di rame posti in prossimità dello strato intermedio dei parabrezza ne consentono il riscaldamento elettrico, in modo da prevenire l'annebbiamento e l'accumulo di ghiaccio.

Angle of Attack and Side Slip Sensors Heating system,

Pitot/Static and Outflow Valves Static Ports Heating system, Total Air Temperature Sensor Heating, Windshield Wipers

È stata considerata la presenza di sensori di angolo d'attacco e di slittamento, riscaldati elettricamente da bus indipendenti e di valvole statiche di deflusso e tubi statici di Pitot, riscaldati elettricamente da alimentatori indipendenti.

È presente un sensore di temperatura totale dell'aria (*Total Air Temperature Sensor – TAT*), riscaldato elettricamente, l'elemento riscaldante è controllato da un interruttore ON – OFF. Mediante un rilevatore di corrente è possibile monitorare quest'ultima dopo l'avvio dell'alimentazione, e se il sensore non viene riscaldato, si illumina la spia arancione INOP sul pannello TAT.

Il velivolo è dotato di due tergicristalli aventi velocità indipendenti, a sinistra e a destra.

Ice Detection System

Il sistema di rilevamento ghiaccio (*Ice Detection System*) è costituito dal ICE DETECTION PANEL e da un rilevatore di ghiaccio, ovvero una sonda vibrante, installato sul *nose* dell'aeromobile.

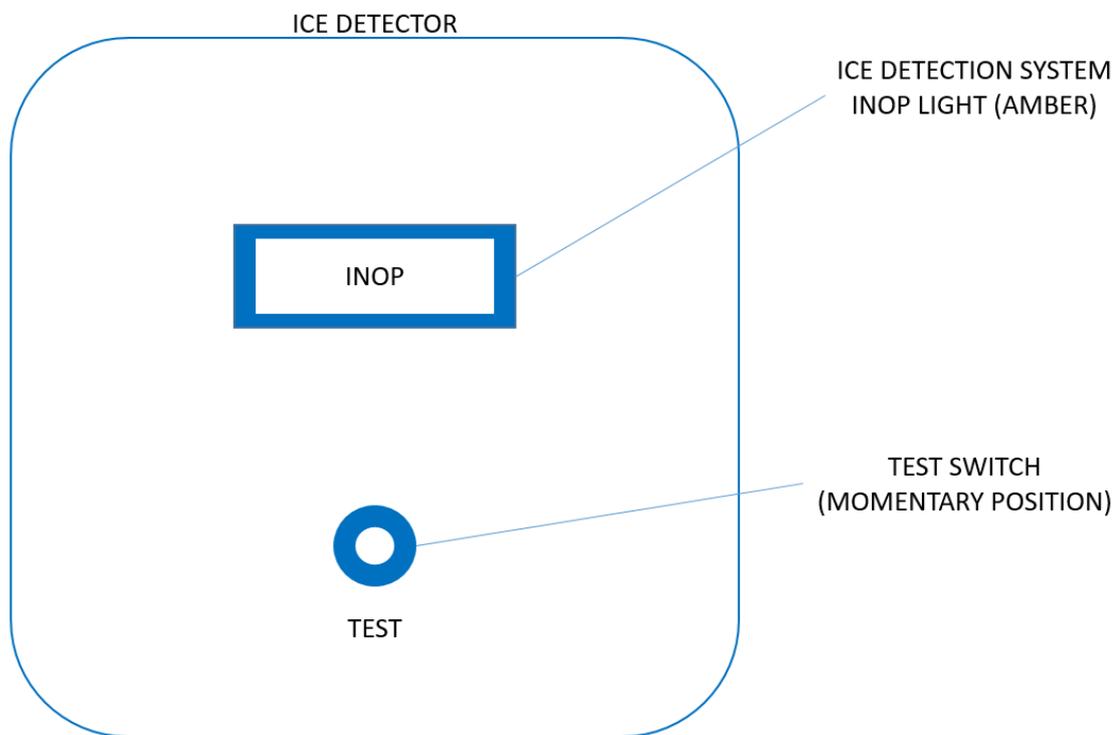
Quando il velivolo entra in un ambiente ghiacciato, il ghiaccio che si accumula sulla sonda fa diminuire la frequenza della stessa, generando un segnale di errore che fa accendere sul pannello di allarme la luce arancione ICE CONDITION.

Il rilevatore di ghiaccio preso in esame è in grado di rilevare accrescimenti di ghiaccio da 0.5 mm (0.020 inch) in poi.

Il segnale di rilevamento ghiaccio rimane attivo per 60 secondi, dopodiché viene attivato il riscaldatore del rilevatore di ghiaccio per sghiacciare la sonda. Quando la frequenza naturale della sonda viene ripristinata, il riscaldatore viene disattivato e parte un nuovo ciclo di rilevamento di ghiaccio.

Quando si opera in condizioni di ghiaccio, il segnale della sonda rimane attivo e la spia ICE DETECTION rimane accesa finché persiste la condizione favorevole alla formazione di ghiaccio.

L'Ice Detection System è alimentato dal sistema elettrico, si accende automaticamente durante l'avvio dell'aeromobile e rimane attivo durante l'intero volo.



Fuel System

L'impianto combustibile ha come scopo principale quello di stivare il combustibile necessario e di fornirlo ai propulsori presenti sul velivolo, a portata e pressione richieste.

Il carburante è contenuto nei serbatoi alari. Ogni semiala ha due serbatoi indipendenti, separati dal vano ruota del carrello principale di atterraggio e interconnessi per mezzo di tubi di trasferimento di combustibile per gravità.

Combustibile utilizzato (presente in ciascuna semiala):

<i>Galloni/Pounds⁵</i>	<i>Litri/Kilogrammi⁶</i>
441/2955	1670/1340

Fuel feed system

Ogni serbatoio ha una jet fuel pump principale e due booster pumps elettriche installate nel collector tank. Inoltre, ciascun serbatoio ha due scavenger pumps, responsabili della fornitura di carburante al collector tank. La pompa principale è in grado di fornire la quantità di carburante necessaria ai motori, tranne durante la fase di avviamento.

Le booster pump elettriche vengono identificate come FRONT e REAR sul pannello del carburante, nel cockpit.

Firewall Shutoff Valve

Quando azionata interrompe l'alimentazione del carburante al motore associato.

Fuel Crossfeed Shutoff Valve

Fornisce un mezzo per convogliare il carburante a entrambi i motori da qualsiasi serbatoio.

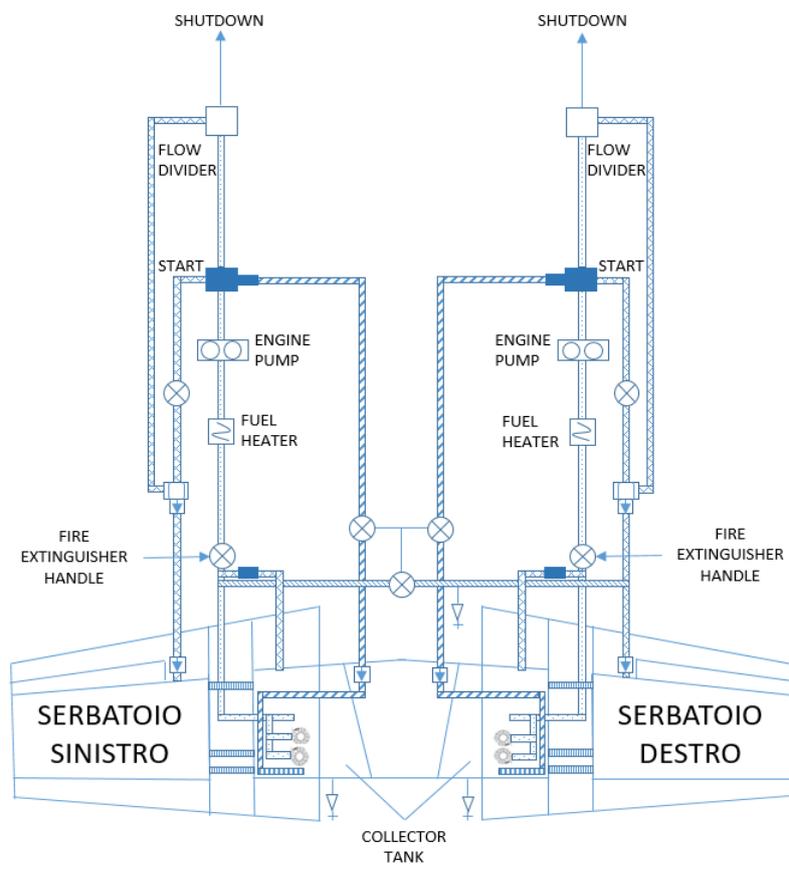
Segue lo schema del sottosistema:

⁵ Densità = 6.7 pound per gallone.

⁶ Densità = 0.8029 chilogrammi per litro.

- ⊗ SHUTOFF VALVE
- ⊏ CHECK VALVE
- ⊓ RELIEF VALVE
- ▽ DRAIN VALVE
- ⊓ DRAIN COLLECTOR TANK
- ⚙ ELECTRICAL FUEL BOOSTER PUMP

- ▬ FUEL SUPPLY
- ▬ DRAIN
- ▬ MOTIVE FLOW
- ▬ INTERCONNECTION
- ▬ CROSSFEED
- ▬ TRANSFER



Electric System

È il sistema deputato alla generazione dell'energia elettrica e alla sua distribuzione.

L'impianto elettrico della piattaforma termica fornisce alimentazione a 28 V DC e a 26 V AC/115 V AC per soddisfare tutte le esigenze elettriche del velivolo. L'alimentazione principale è a 28 V DC.

L'alimentazione ai bus in continua è fornita da due generatori principali, da due generatori ausiliari e da una batteria Ni - Cd o da una fonte di alimentazione esterna.

L'alimentazione elettrica in alternata, invece, è fornita da due inverter statici da 250 VA - 400Hz che convertono la potenza da 28 V DC in 115 e 26 V AC.

Battery

Una batteria da 28 V, 36 Ampere-ora, Nichel-Cadmio è collegata in parallelo con i generatori principali. È progettata per assistere ciascun generatore principale durante il ciclo di avviamento dei motori, nel caso in cui non sia disponibile alcuna alimentazione esterna e anche per alimentare i bus di emergenza in continua, in caso di guasto completo di tutti i generatori.

In volo, un flusso d'aria forzato viene fornito al vano batteria, al fine di assicurare un'adeguata ventilazione della batteria stessa. In particolare, un sistema di rilevamento della temperatura fornisce informazioni sulla temperatura della batteria nel cockpit.

In caso di perdita di tutti i generatori, la batteria viene automaticamente trasferita ai bus di emergenza in continua, in modo da fornire energia per un tempo prestabilito di 30 minuti. In tale condizione, i bus di emergenza in continua smettono di alimentare gli equipaggiamenti di navigazione principale al fine di migliorare i limiti di durata della batteria.

Main Generators

Due strater-generators da 400-Ampere, 28 V DC, uno installato su ciascun motore, costituiscono la principale fonte di energia del sistema elettrico. I generatori principali possono essere collegati in modo indipendente o in parallelo ai bus di distribuzione principali.

Durante la fase di avviamento, i generatori principali sono alimentati dal Central DC bus.

Ciascun generatore è comandato da una main generator control unit (GCU).

Auxiliary Generators

Il sistema di potenza ausiliaria comprende due generatori da 150-Ampere, 28 V DC, ciascuno alimentato dalla rispettiva propeller reduction gear box.

Nella modalità operativa di emergenza, i generatori ausiliari alimentano elettricamente tutti i bus di emergenza in continua e mantengono anche la batteria in carica.

Modalità Operative

Sono previste due modalità operative del sistema elettrico: normale e in emergenza.

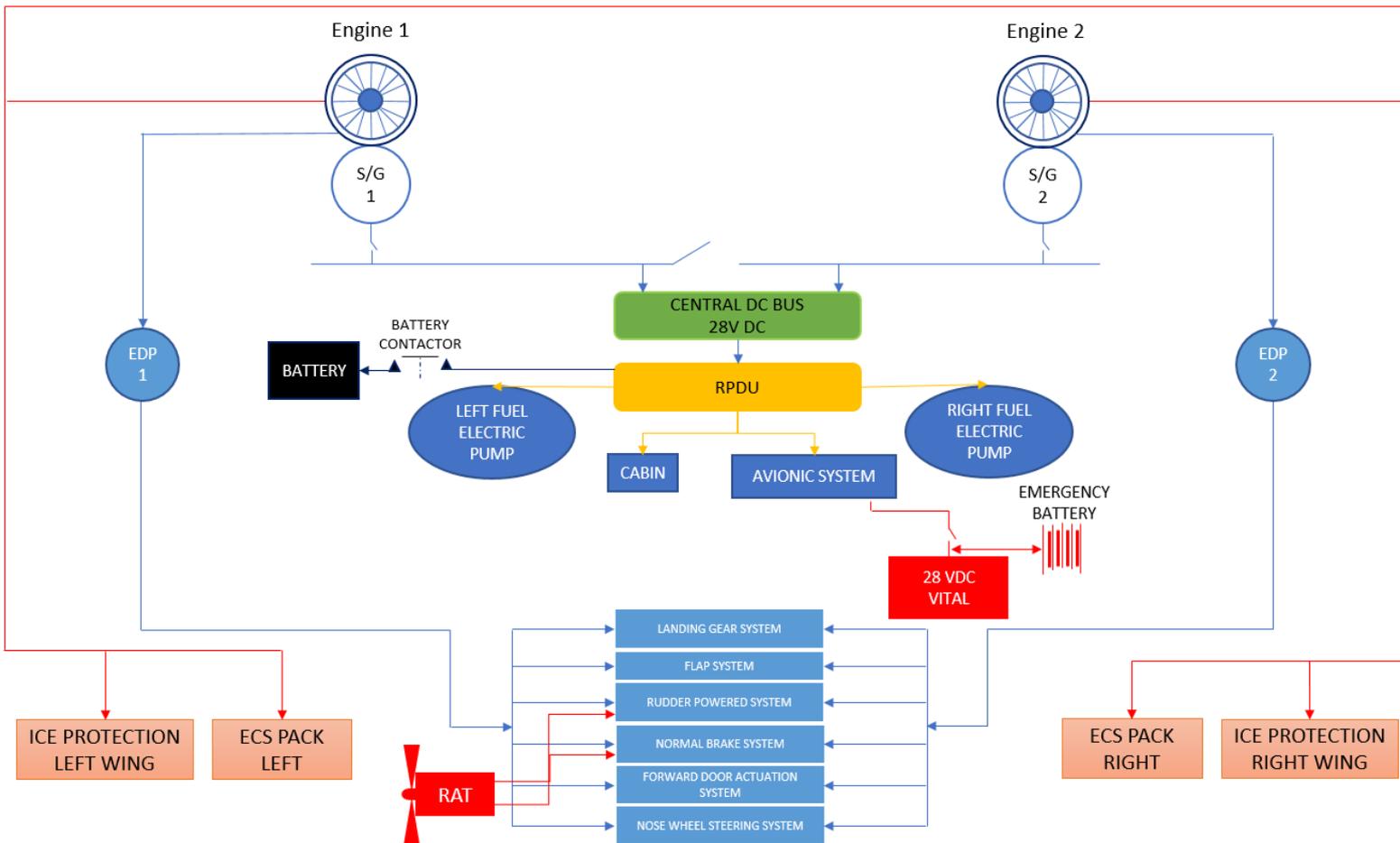
Di solito, il velivolo funziona nella modalità normale. Se durante il normale funzionamento si verifica una *failure* di entrambi i generatori principali, il sistema passa automaticamente alla modalità operativa di emergenza, anche se i generatori ausiliari sono in funzione.

Nella modalità operativa di emergenza, vengono alimentati solo i bus di emergenza in continua.

Il sistema elettrico può anche essere commutato manualmente in modalità di emergenza, indipendentemente dal fatto che i generatori principali siano funzionanti o meno, ruotando l'interruttore di emergenza EMERG.

Architettura di Sistema della Piattaforma Termica

In figura è rappresentata l'architettura di sistema della piattaforma convenzionale.



Per evitare l'uso di generatori di dimensioni generose su motori turboprop che presentano, invece, piccole dimensioni e piccolo ingombro frontale, si è scelto di usare per ogni motore un generatore. Ogni generatore funge da *starter*, in questo modo è possibile l'avvio in maniera elettrica dei motori, non utilizzando il sistema pneumatico, e ogni gruppo *S/G* alimenta a sua volta l'*ELECTRIC BOOSTER PUMP* del serbatoio di destra e di quello di sinistra.

Il velivolo è dotato di un sistema idraulico, di un sistema pneumatico e di un sistema elettrico.

Ad ogni motore è collegato un generatore idraulico (*EDP, Engine – driven pump*), ognuno dei quali alimenta diversi componenti del velivolo; entrambi alimentano il timone, superficie di controllo primaria, dal momento che, in caso di *failure* di un generatore idraulico, si vuole comunque assicurare la piena controllabilità del velivolo.

ECS e *ANTI – ICE system* sono pneumatici, per cui entrambi i motori forniscono direttamente aria a pressione e temperatura controllate ai blocchi *ECS* e *ICE PROTECTION* di destra e sinistra, e, inoltre, per migliorare il livello di ridondanza, la linea pneumatica di destra è messa in comunicazione con la linea pneumatica di sinistra.

L'*FCS* è meccanico, quindi le superfici di controllo primarie, alettoni ed elevatori, sono azionate meccanicamente. Il timone è alimentato da energia idraulica e può anche essere azionato meccanicamente, in modalità di inversione manuale, in caso di perdita di entrambi i generatori idraulici. Le superfici di controllo secondarie, invece, sono costituite da flap e trim tabs, in particolare il sistema flap è diviso in tre pannelli per ala e ciascun pannello è azionato da un attuatore idraulico.

Sul velivolo vi è un bus elettrico. Il *main bus* raccoglie la tensione generata a 28 VDC e la indirizza verso un *RPDU (Remote Power Distribution Unit)* che la distribuisce alle diverse utenze, quali avionica, cabina e le due pompe elettriche relative ai due serbatoi di destra e di sinistra.

Nel caso in cui si abbia una *failure* totale di entrambi gli *starter/generator* il velivolo può comunque portare a termine in sicurezza la propria missione facendo affidamento sull'*EMERGENCY BATTERY* che fornisce tensione a 28 VDC agli apparati avionici vitali; a tal proposito, gli *S/G* sono collegati tra di loro, dal momento che, ipotizzando la situazione di perdita di un motore, si vuole che con l'altro motore si tenti la riaccensione senza scaricare la batteria di emergenza, che si userebbe solo nel caso di perdita di entrambi i motori, sopperendo, in tal modo, alla totale perdita di potenza causata dalla *failure* di entrambi gli *S/G*.

Nella situazione critica di emergenza che vede la totale *failure* di entrambi i motori, quindi, il velivolo può sopravvivere ad un atterraggio di emergenza: l'*emergency battery* fornisce tensione ai componenti avionici vitali (almeno una radio, antenne, schermi, apparati di ausilio alla navigazione e al monitoraggio dei sistemi *ELT*); in questa situazione si accetta una perdita dell'*ECS*, in quanto si può portare il velivolo a quote più basse, sapendo di trovare, in breve tempo, un aeroporto alternativo; il carrello, invece, viene estratto per gravità. Inoltre, si considera la presenza di un generatore ausiliario, ovvero una *RAT (Ram Air Turbine)*, unità indipendente, piccola turbina installata sul velivolo, che viene usata come fonte di energia per il *NORMAL BRAKE SYSTEM* e il *RUDDER POWERED SYSTEM*, sistemi fondamentali per il controllo dell'aeromobile.

Capitolo 2

Il secondo capitolo del seguente lavoro di tesi prevede la conversione della piattaforma di riferimento termica, il cui dimensionamento è stato descritto nel Capitolo 1, in piattaforma completamente di tipo elettrico, mediante l'utilizzo del tool ASTRID (aircraft on board systems sizing and trade – off analysis in initial design).

Verranno considerati gli stessi requisiti di progetto stabiliti per la piattaforma di riferimento convenzionale, nello specifico, dapprima si procederà al dimensionamento preliminare del velivolo, andando ad esaminare le principali differenze che ne derivano rispetto al velivolo termico di riferimento in termini di configurazione, intesa come l'insieme delle caratteristiche fisiche e funzionali del prodotto aeronautico, durante il suo intero ciclo di vita.

Particolare attenzione verrà rivolta alla parte attinente al progetto dell'ala, in modo tale da capire quali siano le principali differenze rispetto all'ala del velivolo convenzionale in relazione alla geometria.

Dopodiché si passerà all'elettrificazione di tutti i sistemi di bordo, al fine di stimare, per ognuno, la corrispondente richiesta di potenza al sistema elettrico.

Dunque, il dimensionamento di tutti i sottosistemi verrà fatto tenendo conto della filosofia di progetto '*all – electric*', sempre mediante il tool ASTRID. Inoltre, per ognuno di essi, come per la piattaforma termica di riferimento, verrà considerato uno studio dell'installazione per mezzo CAD.

Aircraft Conceptual Design

Per procedere al progetto preliminare del velivolo elettrico, è necessario inserire in Astrid tutta una serie di numeri e parametri alcuni dei quali relativi alle specifiche di progetto, altri, invece, ricavati su base statistica o con riferimento ad una configurazione simile alla quale il velivolo che si intende sviluppare è fortemente ispirato, come l'*EMB 120*.

Una tabella riassuntiva dei valori inseriti in input in Astrid è riportata di seguito:

PRELIMINARY DATA	
Number of persons on board	30
Weight for person (including hand luggage) [kg]	103 (83 kg per passeggero + 20 kg di bagaglio)
Maximum Mach	0.52
Take off field distance [m]	1400
Landing field distance [m]	1400
$C_{l_{MAX}}$	1.9
$C_{l_{MAX}}$ TO	2.2
$C_{l_{MAX}}$ LND	2.3
C_l during cruise	0.52
Airfield altitude [m]	1000
Aspect ratio (A)	10
Fuselage length [m]	18.5
Cruise altitude [m]	7620
Percentage of throttle during cruise [%]	90

Segue la giustificazione di ognuno dei valori inseriti come input all'interno del tool:

- Il *numero di persone a bordo* è stato posto pari a 30, come dettato da uno dei requisiti di progetto principale.
- Il *peso per passeggero (incluso di bagaglio)* è stato considerato pari a 103 kg (83 kg per passeggero + 20 kg di bagaglio), tenendo conto anche delle richieste della normativa che impone un peso standard per passeggero e per bagaglio.
- Il *Maximum Mach* è derivato dal requisito di progetto sulla velocità di crociera, pari a 300 kt.
- *Take off field distance* e *Landing field distance* sono state imposte come specifiche di progetto, tenendo conto anche delle distanze che è possibile incontrare negli aeroporti in cui può trovarsi ad operare il velivolo. Per quanto riguarda la distanza di decollo questa fa riferimento alla lunghezza della pista fino al superamento dell'ostacolo di 35 ft alla fine della pista, per la distanza di atterraggio questa è calcolata dal passaggio sull'ostacolo posto a testata pista, anch'esso considerato pari a 35 ft.



- I valori dei $C_{l_{MAX}}$ considerati, sia nella condizione non flappata (1.9), che nelle condizioni flappate di take off (2.2) e di landing (2.3), sono relativi ai profili NACA 23018, alla radice, e NACA 23012, al tip, utilizzati per disegnare l'ala.
- L'*Airfield altitude* è stata presa pari a 1000 m, per non escludere segmenti di mercato che potrebbero interessare compagnie aeree che operano da aeroporti situati ad alta quota.
- L'*Aspect ratio* pari a 10 è stato preso in analogia all'*EMB 120*.
- La *Cruise altitude* di 7620 m è un requisito di progetto, oltre ad essere in accordo con quanto riscontrabile dai profili di missione dei velivoli simili.
- La *percentuale di manetta* tiene conto di quanto viene generalmente sfruttato sui velivoli simili al fine di massimizzare le caratteristiche dei propulsori.

Si è passati, dunque, alla sezione successiva, 'LND&TO', concernente le prestazioni desiderate.

I primi due valori richiesti da Astrid sono relativi al *fattore di Oswald e*, e allo *skin friction coefficient* C_f , ovvero il rapporto tra lo sforzo locale a parete e la pressione dinamica. Poiché il velivolo che si intende convertire in piattaforma elettrica è ad ala bassa, per quanto riguarda il fattore di Oswald, è stato inserito un valore pari a 0.8, dal momento che la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare risulta meno simile a quella ellittica, che offre la minore resistenza indotta, invece, il C_f è stato posto pari a 0.0028. Per l'*efficienza dei propellers* è stato adottato un valore pari a 0.7, data la necessità di utilizzare eliche più piccole e più veloci, a causa della piccola distanza dei motori, posti in ala, dalla fusoliera. La *potenza elettrica assorbita*, nella fase concettuale, è stata considerata pari a 120 kW.

Come output Astrid ricava:

C_{D_0}	0.0211
Wetted area [m^2]	395.17

La crociera è stata scelta a *constant speed*, considerando un *range* di 1500 km (≈ 800 nm) ed una *cruise speed* di 555 km/h (300 kt), entrambi valori imposti da requisito.

È stata considerata una durata della fase di take off di 30 sec. e una velocità durante la fase di climb di 370 km/h.

Ovviamente, tutti i valori relativi al consumo specifico di carburante (SFC – *Specific Fuel Consumption*) richiesti da Astrid, durante le varie fasi del profilo di missione, sono stati azzerati, trattandosi di un velivolo totalmente elettrico, quindi non essendo prevista la presenza di *fuel* a bordo.

Nella sezione 'Wing geometry' Astrid ha richiesto di inserire tre valori significativi, ai fini del calcolo delle principali caratteristiche geometriche dell'ala, in particolare:

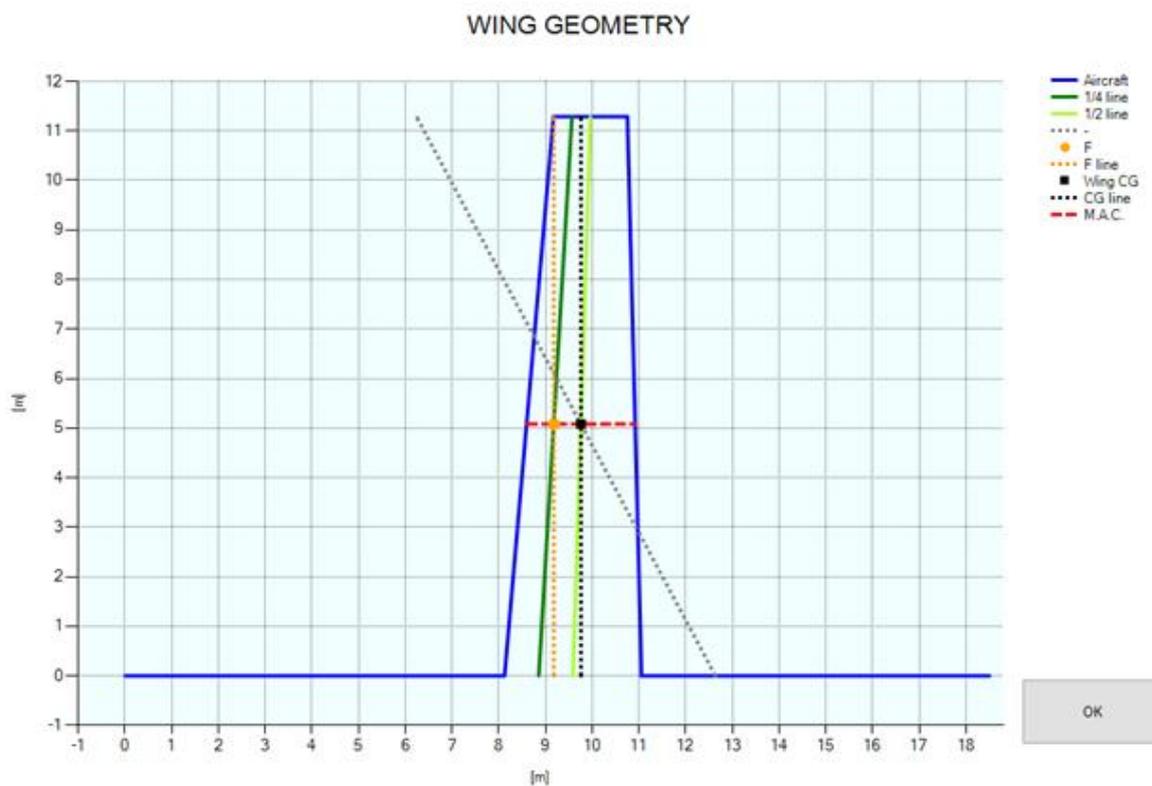
- Taper ratio = 0.54, in analogia con l'*ATR 72*,
- Sweep angle = 3.6 deg, come stabilito per la piattaforma termica di riferimento,
- Distance fuselage top – C_0 leading edge = 8.122 m,

quest'ultimo parametro, in particolare, non influenza il progetto preliminare dell'ala, bensì la posizione del baricentro.

I parametri significativi calcolati da Astrid per quanto riguarda il progetto dell'ala sono riportati nella tabella seguente:

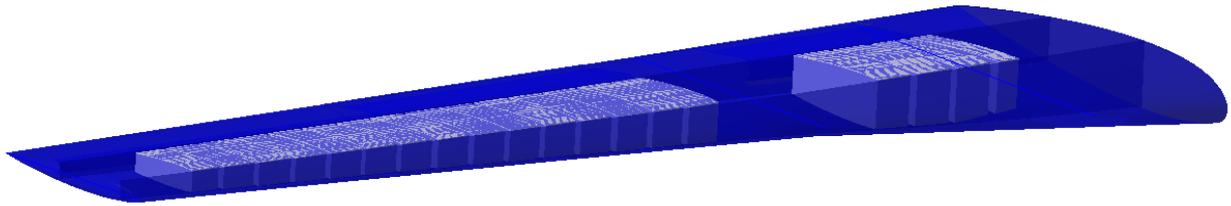
WING GEOMETRY	
Wing area [m^2]	50.94
Aspect ratio (A)	10
Wing span (b) [m]	22.57
Mean chord [m]	2.26
Root chord [m]	2.93
Tip chord [m]	1.58

La forma in pianta che ne deriva è la seguente:



Rispetto alla piattaforma termica di riferimento, si noti che la superficie alare è aumentata, passando da $45 m^2$ a $51 m^2$ circa, con un conseguente aumento di tutti gli altri parametri geometrici relativi all'ala quali apertura alare, corda alla radice, corda al tip.

Se, da un lato, l'incremento della superficie alare comporta sicuramente un aggravio di peso è anche vero che, dall'altro, sarà possibile sfruttare il maggior volume per l'allocatione dei pacchi batteria all'interno di apposite baie alari create tra *rear spar* e *front spar*:



Breakdown delle masse

L'ultima sezione dell'Aircraft conceptual design prevede la stima dei pesi, 'Weight estimation'.

Per ognuna delle parti strutturali del velivolo e per ciascuno dei sottosistemi presenti a bordo, è richiesto di inserire un coefficiente che varia a seconda della complessità. Il velivolo è stato progettato per un fattore di carico a contingenza massimo pari a 2.5.

Il "breakdown della masse" che ne deriva è riassunto dai valori riportati nella seguente tabella:

Wing weight [kg]	1150.83
Tail weight [kg]	345.25
Fuselage weight [kg]	569.97
Installed engines weight [kg]	1125.00
Gear weight [kg]	701.70
Flight control system [kg]	701.70
Electric system [kg]	6315.33
Air conditioning system [kg]	1227.98
Avionic system [kg]	1052.55
Furnishing system [kg]	526.28

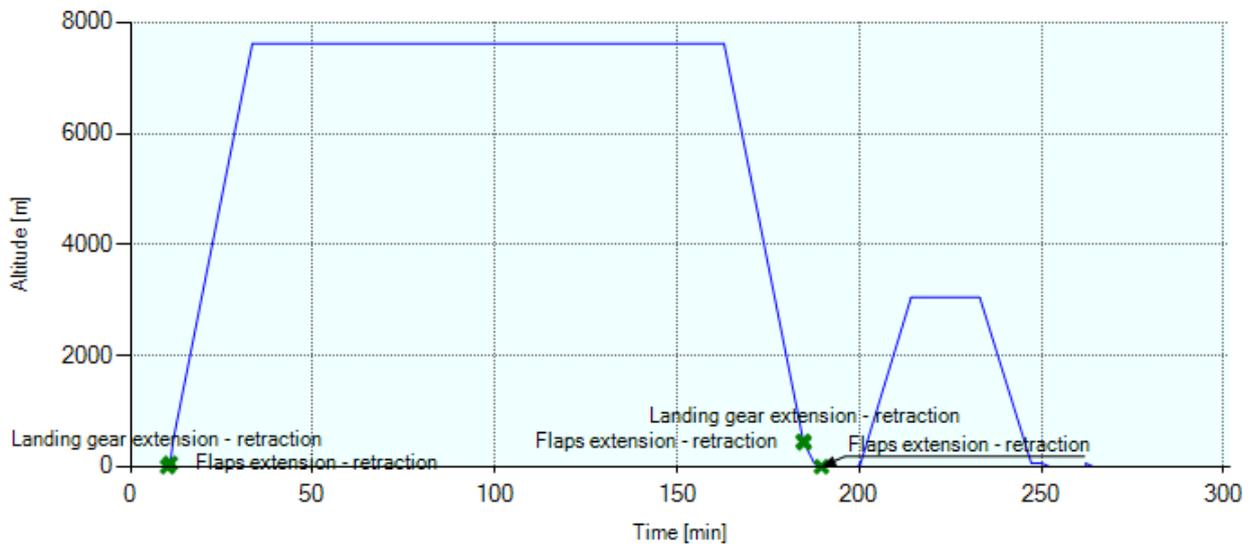
In definitiva, i pesi stimati da Astrid relativi alla configurazione considerata per la piattaforma elettrica, risultano essere:

Empty weight [kg]:	14453.38
Fuel weight [kg]:	0.00
Payload weight (passengers+dropped+carried) [kg]:	3090.00
Take off weight [kg]:	17543.38

Si noti come il MTOW – *Maximum Take Off Weight*, ovvero il peso massimo al decollo, nel caso del velivolo elettrico sia superiore a quello della piattaforma termica convenzionale di 4263 kg.

In tale fase preliminare del progetto è possibile attribuire questo incremento di peso ad un probabile sovradimensionamento del sistema elettrico, in Astrid, infatti, relativamente a tale sottosistema, non a caso è stato inserito un valore del coefficiente di complessità molto elevato, allo scopo di tenere conto del fatto che dovrà essere proprio tale sistema a rispondere alla richiesta di potenza di tutti gli altri sottosistemi presenti a bordo del velivolo, avendo scelto di adottare la filosofia di progetto *all - electric*.

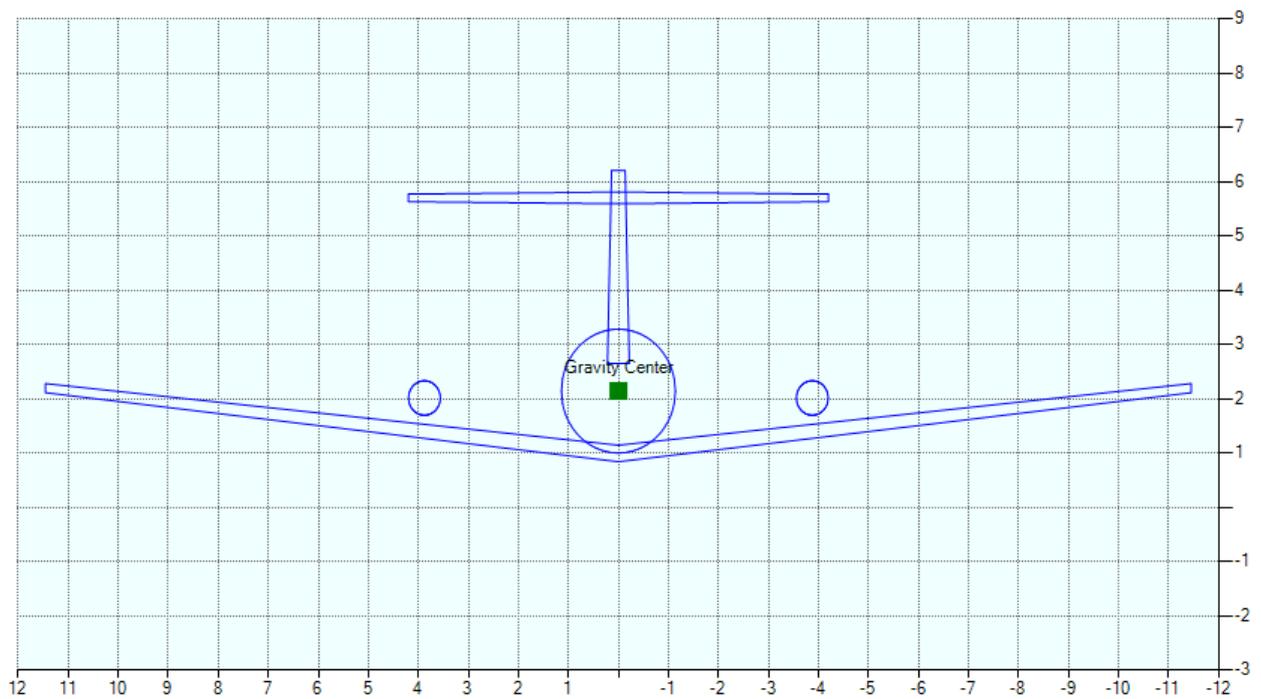
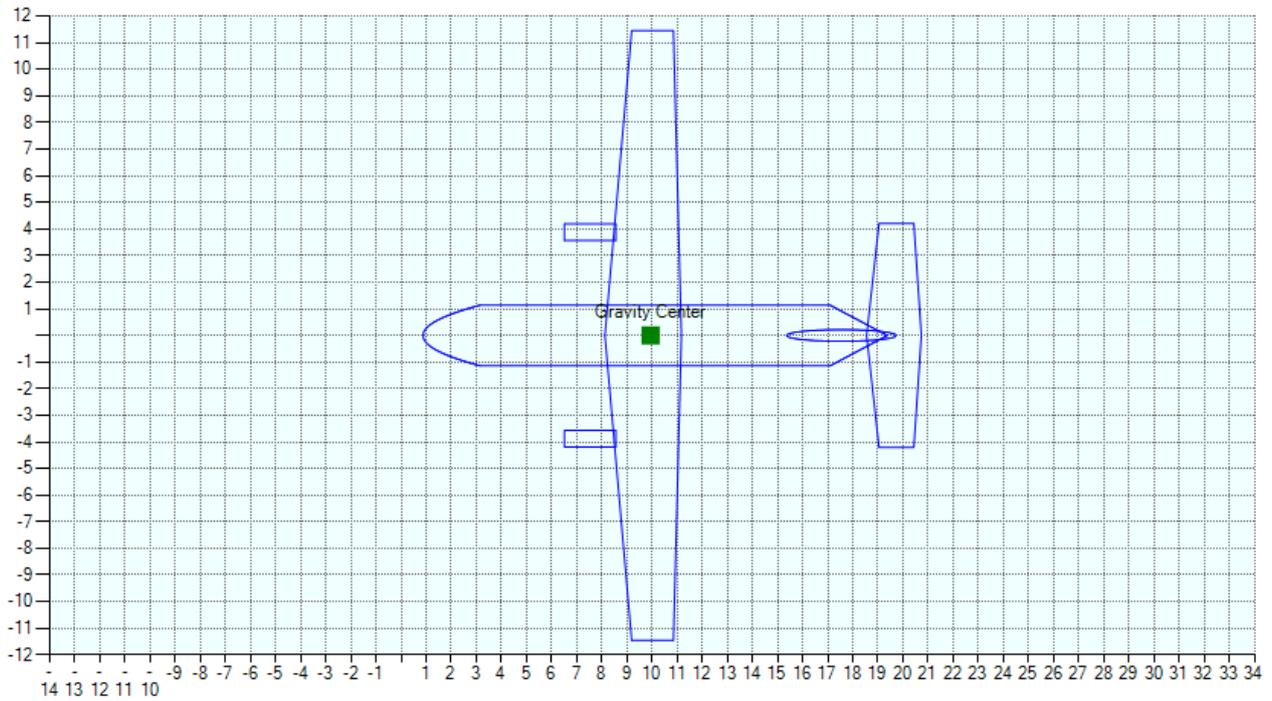
Profilo di missione



Il profilo di missione è identico a quello considerato per la piattaforma termica di riferimento.

Aircraft Geometry

Inserendo in Astrid i valori della posizione e delle dimensioni delle parti strutturali quali fusoliera, piano di coda orizzontale e verticale, e dei motori, si sono ottenute le seguenti viste, rispettivamente in pianta, frontale e laterale, del velivolo:



Disegno CAD

Viste guscio esterno

Viste con disegno struttura

Landing Gear

Requisiti e Assunzioni

Il sistema carrello, come per la piattaforma termica di riferimento, prevede un'architettura a “triciclo anteriore”.

L'architettura *'all electric - AEA'* è stata ovviamente applicata anche al progetto del sistema di retrazione, sterzata e frenatura del velivolo. Ciò vuol dire che si è fatto ricorso ad attuatori completamente elettrici, tranne per gli organi mobili dell'impianto frenante, per i quali è stato necessario ricorrere ad attuatori che garantissero una discreta pressione sui dischi, caratterizzati da una rapida velocità di azionamento. Nella fattispecie, tale impianto si trova all'interno dei cerchioni del *main landing gear*; esso è composto da dischi di materiale generalmente molto duro e resistente, sia all'usura sia al grande calore sviluppato (molto usati sono i dischi di carburo di silicio).

Risultati Astrid

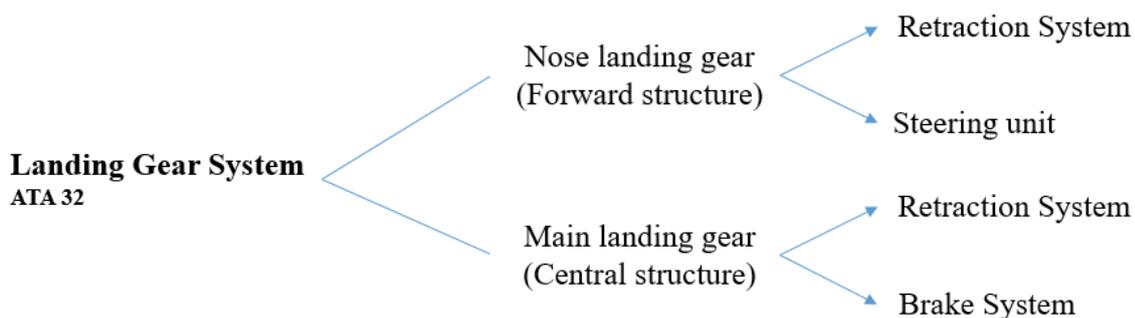
Il dimensionamento in Astrid prevede, in prima battuta, la scelta dell'architettura di sistema. Come già detto, si è optato per un carrello triciclo anteriore, architettura oggi universalmente usata anche per molti velivoli da aviazione generale. In particolare, il carrello presenta tre strutture, una anteriore (*nose landing gear* o *forward structure*) e due posteriori (*main landing gear* o *central structure*).

Per struttura sono presenti 2 ruote, ovvero 2 ruote sulla struttura anteriore e 2 ruote per ogni struttura posteriore.

Questo tipo di architettura prevede il sistema di sterzata installato sulla struttura anteriore, mentre la struttura posteriore, data la maggior disponibilità di spazio dovuta alle dimensioni spesso generose delle ruote che devono sopportare l'impatto con il suolo, consente l'installazione del sistema di frenatura.

Inoltre, siccome ogni struttura deve essere retratta all'interno di apposite baie ricavate rispettivamente nel muso del velivolo per quanto riguarda il *nose landing gear* e nelle gondole motore per quanto riguarda le due strutture posteriori del *main landing gear*, sia il carrello anteriore che quello posteriore sono dotati di un sistema di retrazione.

Dunque:



Retraction system

Dapprima Astrid consente di dimensionare il *Retraction System* chiedendo di definire l'angolo di escursione della struttura, la velocità con la quale si desidera ottenere la retrazione completa, il peso della singola struttura e la distanza tra la cerniera – punto al quale si trasmette la forza esercitata dall'attuatore – e il *C.G.* della struttura stessa, che in prima approssimazione può essere preso coincidente con il centro della ruota.

Inseriti tali dati, Astrid è in grado di calcolare la forza di stallo ed il momento che è necessario esercitare per poter retrarre la struttura. Nelle tabelle seguenti vengono riportati i dati ottenuti per *nose* e *main landing gear*:

FORWARD STRUCTURE	
Excursion angle [<i>deg</i>]	90
Excursion duration [<i>s</i>]	7
Strut weight [<i>kg</i>]	80
CG arm [<i>m</i>]	0.96
RISULTATI	
Stall force [<i>N</i>]	784.8
Moment [<i>Nm</i>]	753.4

CENTRAL STRUCTURE	
Excursion angle [<i>deg</i>]	92
Excursion duration [<i>s</i>]	8
Strut weight [<i>kg</i>]	270
CG arm [<i>m</i>]	0.97
RISULTATI	
Stall force [<i>N</i>]	2648.7
Moment [<i>Nm</i>]	2569.2

Segue il dimensionamento degli attuatori.

Per tutte le strutture si è scelto di utilizzare un singolo attuatore, senza ridondanze, soluzione, questa, adottata da diversi costruttori. L'attuazione è totalmente elettrica, quindi sono stati presi in considerazione attuatori lineari con rapporto di trasmissione 1:1, di tipo vite–madrevite o a ricircolo di sfere. Gli attuatori prescelti per il velivolo operano a 28 V DC, di conseguenza si è proceduto a dimensionare l'intero sottosistema di retrazione a 28 V, scelta adottata anche per *steering unit* e *brake system*.

Tenendo conto del momento calcolato da Astrid per la retrazione di ogni struttura e della velocità di attuazione, è stato calcolato il valore di potenza che l'attuatore dovrà assorbire per generare il lavoro richiesto. Nella tabella che segue sono riportati i risultati ottenuti:

STRUCTURE	POWER [<i>W</i>]
Forward	81.4
Central	495

Si procede con la scelta dell'attuatore più opportuno, la quale, come detto prima, ha imposto la tensione di alimentazione di tutto il sistema. Gli attuatori scelti sono prodotti dalla MOOG, azienda leader nella progettazione, produzione e vendita di valvole, servovalvole e attuatori lineari.

I modelli prescelti sono:

STRUCTURE	Manufacture&Model	Weight [<i>kg</i>]	Stall Force [<i>N</i>]
Forward	MOOG 310	2.04	4480
Central	MOOG 973	2.85	4982

Steering system

Si passa, quindi, al dimensionamento della *Steering Unit*, ovvero l'unità di sterzata del carrello che consente al velivolo di eseguire le manovre a terra. Si ricorda che solo la struttura anteriore ne è provvista. Come prima cosa, Astrid, calcola il *maximum static load* agente sulla gamba del nose landing gear, eseguendo un semplice calcolo di equilibrio di forze attorno al baricentro, e calcolando la reazione vincolare, come risultato si ottiene 3680.9 kg.

Ai fini del calcolo della forza d'attrito da vincere in condizioni statiche è importante conoscere il raggio dello pneumatico – 0.23m – e il raggio sotto carico, in particolare, quest'ultimo è pari a $0.9 \cdot \text{raggio pneumatico} = 0.21m$. Considerando una velocità angolare di steering di 15°/s, si ottiene un momento di 2709.9 Nm ed una potenza di 704.6 W.

La forza di stallo è calcolata considerando un'impronta a terra di forma rettangolare, con la forza concentrata applicata sul lato corto. In tal modo si ottiene, considerando un coefficiente di attrito statico gomma/asfalto generalmente pari a 0.8, il momento necessario a sterzare la ruota da ferma.

I risultati ottenuti sono riportati nella seguente tabella:

STRUCTURE	Maximum static load [kg]	Steering moment [Nm]	Steering Power [W]
Forward	3680.9	2709.9	704.6

Come per il retraction system, si passa, a tal punto, alla scelta dell'attuatore, per il quale non è stata prevista alcuna ridondanza e per il quale, per ragioni di spazio, si è scelto di non usare alcun riduttore, avendo così un collegamento diretto alla gamba del carrello. È stato preso in considerazione un attuatore della *MOOG*, in grado di generare la forza richiesta, caratterizzato da dimensioni generose, ma comunque accettabili.

Le caratteristiche dell'attuatore sono riportate di seguito:

STRUCTURE	Manufacture&Model	Weight [kg]	Stall Force [N]
Forward	<i>MOOG 880</i>	8.37	95990

Brake system

Il dimensionamento del *Brake System*, previsto sulla struttura centrale, parte scegliendo la tensione di alimentazione – 28 V DC.

Dopodiché, Astrid calcola la forza frenante a partire da alcuni dati di input quali: massa del velivolo al decollo – 17543.4 [kg] – velocità di atterraggio – 48.96 [m/s] – e *landing field length* – 1400 [m].

Si ricava una forza frenante di 15018.90 N.

Per il velivolo si è scelto di considerare una percentuale di frenata del 50%, ciò vuol dire che metà della corsa di atterraggio sarà compiuta sfruttando l'aerodinamica, l'altra metà, invece, farà affidamento sull'impianto frenante.

STRUCTURE	Braking force [N]	Percentage braking [%]
Central	15018.9	50

Si hanno 2 ruote per struttura, ciascuna con 3 dischi (uno fisso e due in movimento), ognuna con un raggio di 0.30 m. Rispetto a tale raggio si calcola il raggio rispetto al centroide della ruota, sfruttando la formula: $0.66 \cdot \text{raggio ruota}$, si ottiene 0.20m. Infine, si impone un coefficiente di attrito, generalmente pari a 0.5.

Vanno inseriti in Astrid, inoltre, i dati dei pistoncini che si ha intenzione di utilizzare: vengono presi in considerazione 8 pistoncini per ruota, di cui 6 sono necessari per ottenere quanto voluto. La corsa è di 1 cm in 0.10 sec. Essendovi, allora, 4 ruote da frenare, si rende necessario l'uso di 32 pistoncini in totale.

Per garantire la forza necessaria richiesta, unitamente alla velocità di attuazione, e, nel contempo, per andare incontro all'esigenza di dimensioni ridotte, anche in tal caso la scelta è ricaduta su attuatori elettroidrostatici EHA. Ad ogni modo, trattandosi di dimensioni non trascurabili, si è ipotizzato di avere tali attuatori progettati *ad hoc* per l'impianto in esame.

Il totale è di 4 attuatori, ciascuno alimentante 4 pistoncini. Non esistendo nulla di simile sul mercato, si è stimato che ogni attuatore possa essere in grado di frenare una struttura, di conseguenza ognuno di essi dovrà esercitare una forza di 5182.36 N; un attuatore del genere, si è ipotizzato pesare all'incirca 12 kg.

Nella tabella di seguito sono riassunte le specifiche dell'attuatore prescelto:

STRUCTURE	Manufacture&Model	Weight [kg]	Stall Force [N]
Central	–	12	5182.36

Risultati

Si riportano di seguito i risultati finali ottenuti con Astrid:

Landing gear system

Actuation systems weight

Struts	Retraction [kg]	Steering [kg]	Braking [kg]
Forward	2.04	8.37	-
Central	11.40	-	96.00
TOTAL	13.44	8.37	96.00

TOTAL WEIGHT [kg]:

Actuation systems power

Struts	Retraction [W]	Steering [W]	Braking [W]
Forward	81.40	704.58	-
Central	495.04	-	1'011.37
TOTAL	576.43	704.58	1'011.37

TOTAL POWER [W]:

Il sistema di attuazione del carrello è poco pesante, la maggior parte del peso proviene dal solo insieme di attuatori. Al carrello arrivano soltanto cavi elettrici.

La potenza assorbita, in buona parte, è attribuibile al breaking system installato sul main landing gear e, in percentuale minore, alla steering unit installata sul nose landing gear e al sistema di retrazione.

Il carrello è uno degli impianti meno onerosi dal punto di vista energetico. Tuttavia, essendo un sistema attivato non in continua ma in maniera discreta, si avranno dei picchi di potenza richiesta. Essendo inoltre alimentato a 28 V, la stessa tensione a cui si alimenta l'avionica, comporta l'uso di una barra di carico separata, per evitare che eventuali cali di potenza possano danneggiare gli apparati elettronici.

Environmental Control System

Requisiti e Assunzioni

Il sistema di condizionamento dell'elivolo elettrico, esattamente come quello considerato per il velivolo termico, deve garantire il benessere termoigrometrico dei passeggeri, con particolare attenzione alla regolazione dell'umidità relativa, oltre che provvedere al benessere barometrico degli occupanti velivolo, dal momento che la diminuzione di pressione può provocare nausea, pallori, sudori freddi (ipossia).

Quindi, l'ECS deve assicurare non solo la portata d'aria in cabina necessaria alla sopravvivenza dei passeggeri, ma anche l'adeguato *comfort* agli occupanti del velivolo.

Principale requisito di progetto del velivolo elettrico che si intende sviluppare è quello di avere un'architettura dei sistemi '*all electric*', tale filosofia di progettazione, dunque, prevede il rimpiazzo dei sistemi idraulico e pneumatico tradizionali e del sistema di spillamento di aria dal motore "*bleed air*", a fronte dello sviluppo di un'architettura dei sistemi '*no – bleed*'.

È questo uno dei motivi per cui il sistema elettrico di un velivolo AEA deve essere più potente, dal momento che, oltre a svolgere le funzioni di sistema elettrico tradizionale, deve supportare anche la quasi totalità delle funzioni del velivolo, tradizionalmente assolte, invece, dai sistemi *bleed*. Un'architettura innovativa come quella '*all electric*' richiede, dunque, la scelta di alternative che consentano ai sistemi di svincolarsi dai sistemi idraulico e pneumatico.

Alla luce di tale aspetto è stato necessario scegliere uno schema di condizionamento a 'ciclo chiuso', soluzione questa adottata per i velivoli moderni '*more electric*', come il *B – 787*, grazie al quale l'aria viene prelevata dall'esterno, compressa per mezzo di un compressore dedicato, alimentato per via elettrica, e va a reintegrare la portata d'aria perduta per trafilamento dall'esterno.

Termicamente si tratta di una soluzione più semplice, il problema è rappresentato dal *filtraggio*, dal momento che l'aria si riempie di microbi, batteri e CO_2 . I filtri sono chimici, pesanti, ingombranti e vanno cambiati spesso, a tal proposito sono richiesti interventi di manutenzione che talvolta possono essere anche piuttosto costosi ed onerosi. Per di più dovendo reintegrare l'aria con ossigeno, bisogna anche considerare di portare dietro pesanti bombole. In futuro, quindi, bisognerà risolvere tali problemi.

Il dimensionamento dell'*Environmental Control System*, in Astrid, prevede le seguenti fasi:

- Stima carichi termici,
- Definizione CAU (*Cold Air Unit*),
- Stima portata d'aria necessaria e portata minima,
- Scelta alimentazione.

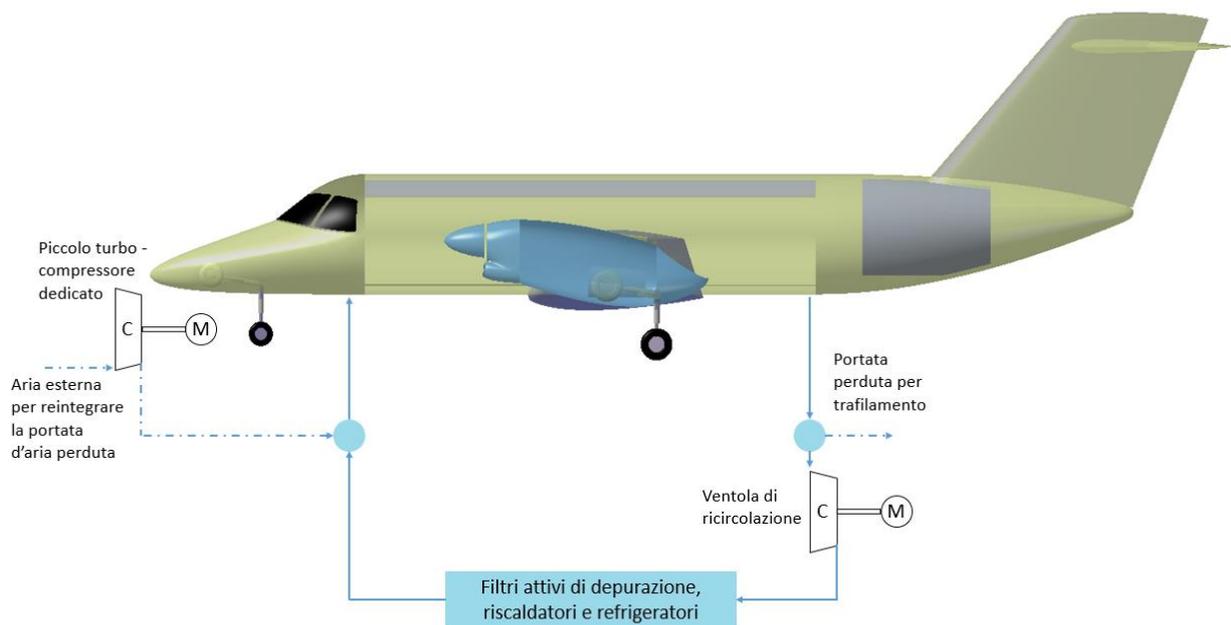
Architettura sottosistema

Tra le diverse tipologie di CAU a ciclo chiuso, la scelta è ricaduta su una CAU *sub – freezing*, dal momento che essa ha un rendimento migliore rispetto ad una CAU *no – sub – freezing*, in quanto riesce a raggiungere la stessa temperatura richiesta ma con una portata d'aria minore, quindi con dimensioni ridotte e con conseguente risparmio di peso. Questa tipologia di CAU è in grado di portare la temperatura di uscita sotto lo zero, è possibile infatti arrivare anche a temperature dell'ordine dei $-20, -25^{\circ}C$.



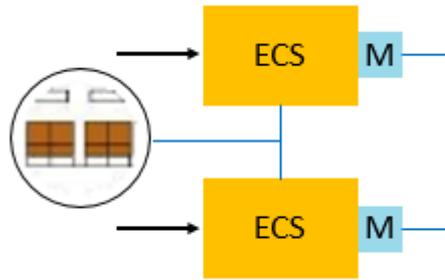
Il vantaggio delle CAU *sub-freezing*, dunque, è che con esse si riesce a ridurre notevolmente la portata d'aria necessaria al condizionamento, ma il loro problema risiede nel rischio di formazione di ghiaccio, esse girano a 100000 rpm, per cui, anche un grammo di ghiaccio potrebbe spaccare tutto. Questo problema viene risolto abbassando la temperatura dell'acqua in due riprese: una prima in cui la temperatura si porta intorno ai 2°C, l'acqua che si è formata condensa e viene eliminata in forma vapore negli stadi che antecedono la turbina; una seconda in cui la temperatura si abbassa fino alla temperatura di uscita T_{CAU} richiesta alla CAU (-22°C). Un valore estremamente basso come questo, non permette l'immissione dell'aria in cabina, dal momento che pregiudicherebbe la sopravvivenza degli occupanti del velivolo, per cui è necessario che l'aria in uscita dalla CAU si mescoli prima con dell'aria già presente in cabina, in modo che possa raggiungere una temperatura intermedia. Si stabilisce di prelevare una percentuale di ricircolo dell'aria, \dot{m}_{ric} , pari al 33% di quella già presente in cabina, in modo da garantire comunque un ricambio chimico dell'aria.

Di seguito viene riportato lo schema del sottosistema di condizionamento ambientale descritto:



L'intero sistema di condizionamento ECS è individuato non solo dalla CAU, ma anche dal motore elettrico necessario ad avviare il compressore dedicato, da tutti i filtri di depurazione e dalla ventola di ricircolo, quali elementi necessari ad ottenere le condizioni ambientali richieste in cabina.

Per il velivolo elettrico che si intende sviluppare sono state previste due unità ECS.



Implementazione e dimensionamento in Astrid

Stima carico termico

Il dimensionamento dell' ECS in Astrid prevede dapprima la stima del carico termico considerando le due condizioni di massimo carico termico in condizioni di riscaldamento e di massimo carico termico in condizioni di raffreddamento. Per calcolare il valore del carico termico, c'è bisogno di inserire alcuni dati di input:

Minimo numero membri equipaggio	2
Massimo numero membri equipaggio	3
Massimo numero passeggeri	34
Area bagnata fusoliera [m^2]	109.9
Mach (crociera)	0.52
Quota di volo (crociera) [m]	7620
Coefficiente di trasferimento del calore attraverso la fusoliera	1
Coefficiente di trasferimento della luce incidente attraverso l'area trasparente	0.7
Area totale trasparente [m^2]	4.32

Il calcolo dell'area trasparente è somma dell'area dei finestrini e dell'area delle finestre della cabina di pilotaggio. Inoltre bisogna precisare che è stato inserito un valore del coefficiente di trasferimento del calore attraverso la fusoliera pari a $1 \left[\frac{W}{m^2K} \right]$, ipotizzando presente sulla fusoliera uno strato di 1.5 pollici di termoacustico in microlite, e un valore del coefficiente di trasferimento della luce attraverso l'area trasparente di $0.7 \left[\frac{W}{m^2K} \right]$.

Si derivano i seguenti valori dei carichi termici nelle due condizioni dimensionanti considerate:

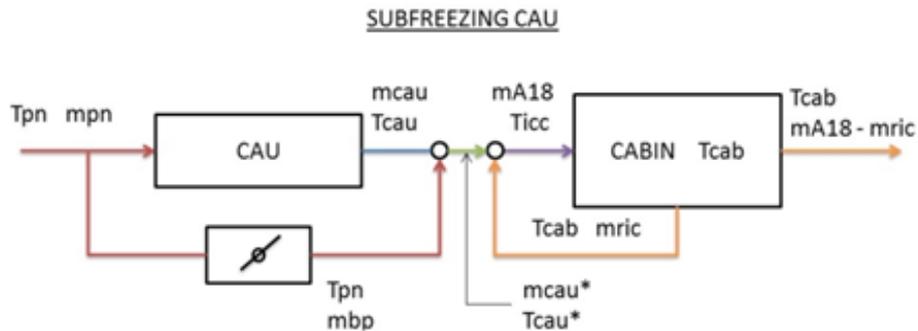
Thermal loads [kW]	
HEATING condition	7.55
COOLING condition	-9.32

Definizione CAU

Per questioni di ridondanza sono presenti sul velivolo due unità ECS, ognuna avente una CAU, di cui solo una è sufficiente al soddisfacimento delle condizioni ambientali richieste in cabina.

In base al numero minimo di membri dell'equipaggio ed al numero massimo di occupanti del velivolo si sono stimate le temperature caratteristiche che la CAU deve raggiungere nelle condizioni dimensionanti di riscaldamento e di raffreddamento.

Per una temperatura $T_{CAU} = -10^{\circ}C$, il ciclo della CAU è schematizzato in figura seguente:



si tratta di un *Air Cycle* costituito, in maniera semplificata, da compressore dedicato, scambiatore di calore e turbina. Si ottengono i seguenti risultati:

	T_{icc}	T_{cab}
Heating condition	$45^{\circ}C$	$18^{\circ}C$

	T_{icf}	T_{cab}
Cooling condition	$10^{\circ}C$	$25^{\circ}C$

dove:

T_{icc} : temperatura ingresso cabina in caso di condizione di riscaldamento,

T_{icf} : temperatura ingresso cabina in caso di condizione di raffreddamento.

Dopodiché Astrid chiede di inserire i valori relativi alla potenza e al peso della ventola di ricircolazione nonché il voltaggio:

$$P_{fan} = 2.5 \text{ kW}$$

$$m_{fan} = 10 \text{ kg}$$

$$V_{fan} = 270 \text{ V DC}$$

Stima portata d'aria necessaria e portata minima

In cabina bisogna assicurare una portata d'aria di 250 g/min , ovvero $4.175 \cdot 10^{-3} \text{ kg/sec}$.

Tale valore è il minimo da normativa, cioè serve ad assicurare la sola sopravvivenza dei passeggeri, ma non è sufficiente a garantire aria nuova, pulita, tale da garantire il giusto comfort agli occupanti velivolo.

Dunque, considerando il caso in esame di 30 passeggeri, si ha che:

$$\dot{m}_{ECS} = 0.142 \frac{\text{kg}}{\text{sec}}$$

Sulla base di ciò, indicando con \dot{m}_{cab} la portata d'aria complessiva che deve arrivare in cabina, e con \dot{m}_{ECS} il solo contributo di portata d'aria fornito dalla CAU, nelle condizioni peggiori di riscaldamento e di raffreddamento, risulta:

	\dot{m}_{cab} [kg/sec]	Recircle air flow in cabin [kg/sec]	Air flow pneumatic system, \dot{m}_{ECS} [kg/sec]
Heating condition	0.2348	0.0775	0.31635
Cooling condition	0.4722	0.1558	0.31635

I dati risultano congruenti dal momento che si è scelta una percentuale di ricircolo del 33% di portata d'aria prelevata dalla cabina stessa. Inoltre, si può notare come sia garantito il comfort ai passeggeri in quanto ogni singolo *air pack* riesce a fornire un contributo di portata d'aria pari a più del doppio di quello minimo richiesto – (0.142 kg/sec).

Risulta infine il peso di ogni CAU, pari all'incirca a 60 kg.

Compressore dedicato e motore elettrico

Astrid prevede anche il dimensionamento del compressore dedicato e del motore elettrico del sistema ECS. Sulla base dei dati di input inseriti, risultano i seguenti valori di potenza del compressore e del motore elettrico:

Pneumatic System - Dedicated compressor

Dedicated compressors maximum required power [kW]:	47.73141
Electric motors maximum required power [kW]:	59.66426
Number of dedicated compressors/electric motors:	2
Minimum number of dedicated compressors/electric motors:	1
Single dedicated compressor required power [kW]:	23.8657054901123
Single electric motor required power [kW]:	29.8321323394775

Ovvero:

$$P_{compressore} = \dot{m} \cdot c_p \cdot (T_{fc} - T_{ic}) \cdot \frac{1}{\eta} \cong 50 \text{ kW}$$

$$P_{motore elettrico} = \frac{P_{compressore}}{0.8} \cong 60 \text{ kW}$$

A questo punto bisogna stimare il peso sia del compressore dedicato che del motore elettrico.

Il compressore dedicato ha due importanti compiti: minimizzare le perdite e convogliare l'aria compressa all'interno dello scambiatore di calore e dei successivi componenti.

Per stimare il peso del compressore dedicato è stato preso in considerazione un rapporto peso/potenza pari a 1 kg/4kW, in virtù di tale rapporto e avendo stimato una potenza del compressore pari a 50 kW, si ottiene che il peso del compressore dedicato deve essere all'incirca pari a 12 – 12.5 kg.

Per quanto riguarda il motore elettrico, invece, è stato considerato che i moderni motori elettrici per 1 kg sviluppano circa 2 kW, dunque, ipotizzando tale rapporto peso/potenza e avendo stimato una potenza del motore elettrico pari a 60 kW, si ottiene che il peso del motore elettrico è circa pari a 30 kg.

Nella tabella riportata di seguito sono riassunte le caratteristiche di entrambi i componenti presi in considerazione:

	N°	Required Power [kW]	Weight [kg]
Compressore dedicato	2	50	12.5
Motore elettrico	2	60	30

Risultati

L'obiettivo di questo studio è quello di stimare la richiesta di potenza elettrica del sistema di condizionamento e pressurizzazione. La potenza necessaria non viene stimata nel caso nominale, ma nelle due condizioni dimensionanti, estreme:

- Giornata calda, di giorno, massimo numero di occupanti (30)
- Giornata fredda, di notte, minimo numero di occupanti (3)

In entrambi i casi, la fase che vede la massima richiesta di potenza è quella di crociera.

La richiesta di potenza complessiva del sistema ECS (comprensivo di ridondanze) non si differenzia particolarmente tra le due condizioni analizzate, in particolare si ottiene:

$P_{richiesta}$ [kW]	Day condition/ N pax.
59.66	giornata calda, di giorno, massimo numero di occupanti
58.36	giornata fredda, di notte, minimo numero di occupanti

Anti – Icing System

Requisiti e Assunzioni

La formazione di ghiaccio è dovuta principalmente a due fenomeni:

- “*Al suolo*” – A causa di precipitazioni si può verificare il congelamento delle superfici mobili del velivolo;
- “*In volo*” – Le goccioline di acqua sovraraffuse a contatto con la struttura del velivolo si solidificano durante l’impatto.

Tale fenomeno interessa soprattutto le zone anteriori del velivolo, come bordi d’attacco dell’ala, o più in generale delle superfici mobili, e prese dei motori.

È possibile distinguere vari livelli di intensità dell’accumulo di ghiaccio:

Intensità	Accumulo di ghiaccio
Tracce di ghiaccio	Il ghiaccio è percepibile, ma la sua presenza non è pericolosa se il sistema antighiaccio è disattivato anche per molto di più di un’ora.
Leggera	Il livello di accumulo di ghiaccio potrebbe creare problemi in volo qualora tale situazione dovesse persistere per più di un’ora. In questo caso, il sistema antighiaccio è utilizzato per prevenirne l’accumulo.
Moderata	Il livello di accumulo inizia a divenire significativo e tale per cui brevi periodi di formazione di ghiaccio potrebbero diventare pericolosi. Si rende necessario attivare il sistema antighiaccio.
Pericolosa	Il livello di accumulo di ghiaccio è tale che il sistema antighiaccio non riesce a ridurre/controlare la formazione di ghiaccio.

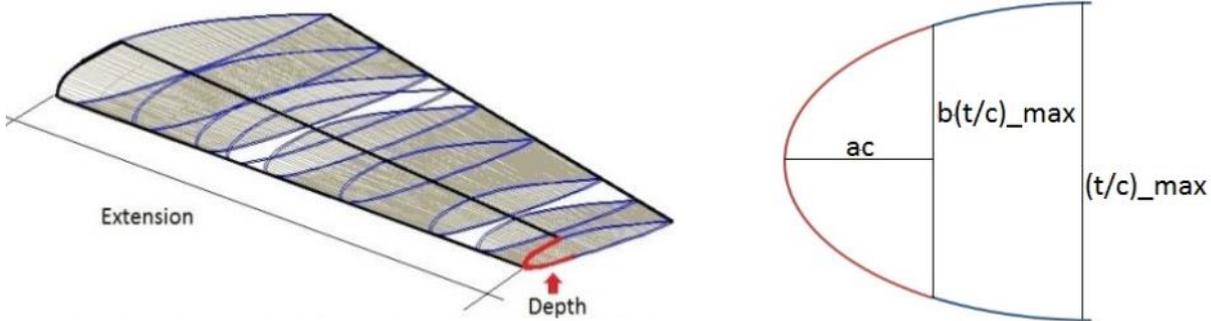
In generale bisogna tener presente che la formazione di ghiaccio è un fenomeno pericoloso per il volo, quindi vi è la necessità di prevedere e soprattutto di prevenire l’accumulo di ghiaccio, onde evitare situazioni di indesiderate di pericolo.

Architettura sottosistema

Il sistema antighiaccio preso in considerazione è di tipo elettrotermico, in linea con la filosofia di progetto dei sistemi ‘*all – electric*’.

Tale sistema, così come l’*Environmental Control System*, non preleva aria dai motori, si tratta, infatti, di un tipo di architettura evoluto, adottato dai velivoli da trasporto civile di ultima generazione, come il *B – 787*.

Il dimensionamento in Astrid prevede, come prima passo, la scelta delle superfici da proteggere. Per ognuna di esse viene richiesto di inserire l’estensione e il perimetro della zona che si intende ricoprire:



Inseriti tali valori, Astrid è in grado di stimare per ogni superficie la grandezza dell'area protetta, mediante la formula:

$$\text{Superficie protetta} = \text{Perimetro zona protetta} \cdot \text{Estensione}$$

In particolare, per quanto riguarda l'estensione, questa viene stabilita in riferimento alla percentuale di apertura alare che si intende proteggere. Per il velivolo in esame è stato ritenuto opportuno ricoprire il 70% dell'apertura alare, dal momento che alla quota di volo di crociera è molto probabile il verificarsi della formazione di ghiaccio.

I risultati ottenuti vengono riportati nella seguente tabella:

SURFACE	Protected area [m^2]	Extension [m]
Left wing leading edge	4.57	8.02
Right wing leading edge	4.57	8.02
Left horizontal tail	1.44	2.94
Right horizontal tail	1.44	2.94
Vertical tail	2.29	2.48

Inoltre, è stata messa in conto anche la presenza di piccole utenze per le quali si è considerata una richiesta di potenza tale per cui:

SMALL USERS	Electric Power [kW]
Propellers	10
Pitot tubes, Angle of attack & Side slip sensors, Total air temperature sensor, Windshield wipers	7
TOTAL ELECTRIC POWER REQUIRED BY SMALL USERS ANTI – ICE	17.00

L'intero sistema antighiaccio è alimentato a $270 V DC$, scelta coerente con quella adottata per la generazione primaria, in quanto si è preferito evitare l'utilizzo di convertitori DC/AC che avrebbero comportato un inutile aggravio di peso.

Risultati

La potenza elettrica richiesta dall'*Anti – Icing System* è stata stimata imponendo il funzionamento del sistema antighiaccio durante l'intera fase di crociera. Non è stato ritenuto opportuno considerare l'attivazione

di tale sottosistema nelle altre fasi di missione diverse da quella di crociera poiché fasi abbastanza brevi. In particolare, le *fasi* di *taxing* e di *climb* sono immediatamente successive ad un eventuale processo di de-icing a terra e quindi non necessitano di attivazione del sottosistema. Discorso analogo vale per la *fase* di *descent*, che è successiva al funzionamento del sistema antighiaccio in quota.

A valle di tali considerazioni, è stato stimato che il sistema elettrico dovrà fornire all'*Anti - Icing System* una potenza massima pari a circa 61.3 kW.