

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA
ELETTRICA



**MORE ELECTRIC AIRCRAFT:
STATO DELL'ARTE E UN CASO DI
STUDIO**

MORE ELECTRIC AIRCRAFT: STATE OF THE ART AND CASE
STUDY

Laureando: Marco Rampado

Relatore: Giuseppe Buja

Correlatore: Manuele Bertoluzzo

Anno Accademico 2013-2014

Indice

1 Introduzione

2 Sistemi principali a bordo di un velivolo

- 2.1 Generalità
- 2.2 Impianto idraulico
 - 2.2.1 Sorgenti dell'impianto idraulico
 - 2.2.2 Pompe idrauliche
 - 2.2.3 Organi di regolazione
 - 2.2.4 Utenze
 - 2.2.5 Controllo superfici di volo
 - 2.2.6 Attuatori
 - 2.2.7 Componentistica di un impianto idraulico
- 2.3 Impianto pneumatico
 - 2.3.1 Sorgenti dell'impianto pneumatico
 - 2.3.2 Compressori
 - 2.3.3 Regolazione
 - 2.3.4 Utenze
 - 2.3.5 Impianto di condizionamento
 - 2.3.6 Pressurizzazione
 - 2.3.7 Sistema antighiaccio
 - 2.3.8 Attuatori pneumatici
 - 2.3.9 Componentistica dell'impianti pneumatico
 - 2.3.10 Rete di distribuzione
- 2.4 Motori aeronautici
 - 2.4.1 Turbogas
 - 2.4.2 Turbogetto
 - 2.4.3 Turboventola o turbofan

3 Sistemi elettrici di bordo

- 3.1 Sviluppo degli impianti elettrici a bordo degli aerei
- 3.2 Valori standard di tensioni e frequenze
- 3.3 Schemi semplificati di sistemi elettrici di bordo
- 3.4 Generalità sull'impianto elettrico dei velivoli civili
- 3.5 Generatori AC
- 3.6 CSD e IDG
- 3.7 Inverter
- 3.8 Sistemi di conversione C.A/C.C.
- 3.9 Sistemi a frequenza costante e velocità variabile
- 3.10 Generatori di emergenza

- 3.10.1 Batterie
- 3.10.2 EPU
- 3.10.3 RAT
- 3.10.4 Auxiliary power unit
- 3.11 Le tendenze costruttive attuali
- 3.12 Sistemi elettrici di distribuzione nel MEA
 - 3.12.1 EPDS centralizzato
 - 3.12.2 EPDS tollerante ai guasti
 - 3.12.3 AES
 - 3.12.4 EPS semi distribuito
- 3.13 Sistemi di generazione del Boeing 787
- 3.14 Richiesta di energia elettrica e generazione durante il volo del 787
 - 3.14.1 Sistema di controllo ambiente
 - 3.14.2 Cucine
 - 3.14.3 Intrattenimento

4 More electric engine

- 4.1 Generazione convenzionale di energia elettrica di bordo
- 4.2 Gearbox
- 4.3 Generatore elettrico azionato dal motore
- 4.4 Generatore elettrico incorporato
- 4.5 Macchine elettriche per MEE
- 4.6 Soluzione Rolls Royce
 - 4.6.1 Generatore a magneti permanenti
 - 4.6.2 Generatore ad olio con Gearbox
 - 4.6.3 Confronto di peso
 - 4.6.4 Tolleranza al guasto
 - 4.6.5 Perdite del rotore
 - 4.6.6 Capacità di generazione in caso di emergenza
 - 4.6.7 Caratteristiche a confronto
- 4.7 Progetto POA
- 4.8 Tipologie di macchine elettriche

5 Forza aerodinamica

- 5.1 Aerodinamica
- 5.2 Portanza
- 5.3 resistenza
- 5.4 Determinazioni dei coefficienti
 - 5.4.1 Coefficiente C_z
 - 5.4.2 Coefficiente C_x

5.4.3 Densità dell'aria

- 5.5 Risultante
- 5.6 Modello al simulink
- 5.7 Andamento dei coefficienti C_z e C_x in funzione di θ
- 5.8 Andamento della forza al variare dei parametri

6 Caso di studio considerato

- 6.1 Sistema al simulink
- 6.2 Spoiler
- 6.3 Attuatori elettromeccanici
- 6.4 Sistema meccanico
 - 6.4.1 Dinamica del sistema
 - 6.4.2 Coppia elastica
 - 6.4.3 Coppia di smorzamento
 - 6.4.4 Coppie trasmesse
 - 6.4.5 Equazioni meccaniche
- 6.5 Considerazioni sul sistema
- 6.6 Azionamento brushless
- 6.7 Sistema di controllo
- 6.8 Determinazione di velocità e quota
- 6.9 Simulazioni

7 Conclusioni

Bibliografia

Ringraziamenti

Capitolo 1

Introduzione

In questo ultimo step universitario, il lavoro svolto si è concentrato su un argomento mai trattato a lezione e del quale poco conoscevo, cioè sul more electric aircraft.

Vista la scarsa conoscenza del tema, il lavoro svolto comincia con una panoramica sui sistemi di potenza presenti all'interno di un aereo civile, evidenziando le caratteristiche offerte dalla tecnologia che riguarda il more electric aircraft. I primi passi verso questa nuova tecnologia sono cominciati con l'Airbus 380 e poi con il Boeing 787. Nonostante le notevoli modifiche apportate questi nuovi velivoli, questa tecnologia non si può considerare conclusa, ma necessita di ulteriori investimenti e modifiche.

Alla fine lo sguardo si rivolge verso un attuatore elettromeccanico usato per azionare uno spoiler, in alternativa all'attuale dispositivo idraulico.

Di seguito si riporta una breve descrizione del contenuto di ogni capitolo.

Nel secondo capitolo vengono analizzati più nel dettaglio gli impianti idraulici e pneumatici, accennando ai pregi e ai difetti che le tecnologie offrono. Vengono brevemente descritti i vari tipi di dispositivi e i loro impieghi a bordo di un velivolo, nonché le sorgenti dai quali attingere l'energia. Alla fine si fornisce una breve descrizione delle diverse tipologie di motori aeronautici, distinguendoli tra quelli turbogetto e turbofan. Tutti questi sistemi fanno riferimento a impianti presenti nella quasi totalità degli aerei civili, progettati a partire dal dopo guerra.

Nel terzo capitolo si richiamano gli usi dell'energia elettrica di bordo e i valori tipici di tensione e frequenza per velivoli standard. Inoltre vengono descritte in maniera molto semplificata i sistemi usati per generare elettricità ad una frequenza fissa di 400 Hz, usati in maniera molto pesante da decenni, e in più le varie soluzioni alternative di generazione con frequenza e/o velocità variabili che fanno parte dello standard emergente. Vengono anche elencate e accennate le diverse sorgenti che intervengono qual ora i generatori non siano in grado di generare l'energia per il sistema, e le modalità con cui l'aereo viene alimentato prima dell'accensione dei motori. Nella parte finale si descrive brevemente il sistema elettrico del Boeing 787, evidenziando i diversi valori di frequenza e tensione dei vari bus, le nuove batterie e i nuovi carichi che deve sostenere.

Nel quarto capitolo si tratta il more electric engine, mostrando le possibili integrazioni della macchina elettrica all'interno del propulsore. Si mettono in evidenza i punti di forza e di debolezza, indicando quali sono le difficoltà nel posizionamento della macchina elettrica direttamente calettata sull'albero motore, ma anche dei vantaggi che si possono trarre. Un breve accenno viene fornito anche alle diversità che si riscontrano nell'accoppiare la macchina con i diversi alberi presenti all'interno del propulsore. Infine si riportano esempi di prototipi già prodotti, sia direttamente collegati con l'albero di bassa pressione, sia attraverso una gear box.

Nel capitolo cinque si descrivono in maniera semplificata la forza resistente e di portanza che agisce su un profilo alare per poi trovare una formula per determinare la risultante che agisce su uno spoiler di un aereo quando questo viene investito da un flusso d'aria. La determinazione di questa forza sarà di prima utilità per il capitolo successivo quando si devono valutare le caratteristiche meccaniche dell'attuazione. Si mettono in evidenza le variabili che determinano questa forza, in particolare la velocità e la quota di volo.

Nell'ultimo capitolo, viene riportata una breve spiegazione di uno spoiler, con riferimento ad un airbus 320 e del suo uso durante il volo. Si fornisce una spiegazione di un attuatore elettromeccanico, elencando le caratteristiche che deve presentare questo tipo di attuazione e i benefici che se ne possono ricavare in confronto con l'attuale sistema idraulico. Viene descritto il sistema implementato al simulink, comprensivo di un motore brushless, per l'azionamento del sistema, e una spiegazione del sistema meccanico composto dalla trasmissione meccanica tra il motore e lo spoiler. Le varie simulazioni vengono impostate con dei valori di velocità e quota presi come riferimento da un profilo di volo aereo, considerando le velocità massime per diversi valori di quota. Seguono anche due simulazioni, una quando l'aereo è fermo e una quando si trova ad una velocità fuori dalle normali condizioni di volo.

Capitolo 2

Sistemi principali a bordo di un velivolo

Prima di entrare specificatamente nell'analisi e possibili sviluppi del more electric aircraft, nel presente capitolo si vuole fornire una descrizione generale sui vari sistemi di potenza che oggi caratterizzano i principali aerei civili e, con le dovute proporzioni e ovvie differenze, gli aerei militari. Bisogna però tenere presente che non vi è una forma standardizzata per tutti gli aerei poiché ovviamente le singole aziende costruttrici tenderanno ad avere un'impiantistica propria volta anche all'ottimizzazione dei singoli aeromobili.

2.1 Generalità

Gli aeromobili moderni sono un'integrazione di complessi componenti tecnologiche interagenti, alimentati da una sofisticata architettura di distribuzione di energia. Inoltre, in ordine di garantire alte condizioni di sicurezza, sono richieste adeguate ridondanze di tutti i sistemi di bordo. Il sistema di distribuzione convenzionale secondario a bordo di un moderno aeromobile è schematizzato in figura 2.1.1.. In tutti gli aerei, sia civili che militari, la maggior parte dell'energia contenuta nel combustibile viene convertita in energia propulsiva dal motore, mentre la restante viene convertita in altre quattro forme differenti:

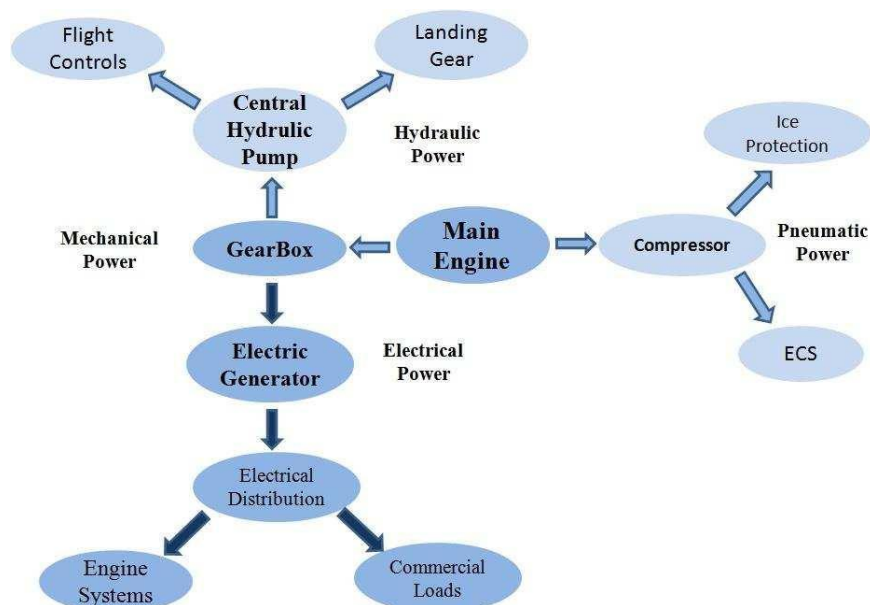


Figura 2.1.1 Architettura convenzionale di un aereo.

- **Meccanica**, trasferita attraverso il gearbox dal motore principale verso i generatori elettrici, pompe idrauliche centrali e locali e verso altri sottosistemi meccanici.

- **Idraulica**, trasferita dalla pompa centrale verso gli attuatori di controllo di volo e i sistemi ancillari. Le macchine idrauliche sono molto robuste e presentano una elevata densità di potenza, ma lo svantaggio è l'alto peso del sistema di condutture necessario a trasportare il fluido. Inoltre c'è la possibilità di potenziali perdite di pericolosi e corrosivi fluidi. Questi sono anche i principali motivi che stanno portando la ricerca e lo sviluppo verso la parziale e successiva completa eliminazione dell'impiantistica idraulica sugli aerei, soppiantata da una più sicura ed efficiente sistemistica elettrica.
- **Pneumatica**, ottenuta attraverso spillamento da diversi stadi del compressore. I sistemi pneumatici sono principalmente usati per alimentare l'impianto di condizionamento dell'aria detto ECS (environmental controll system) e i sistemi di sbrinamento e anti-ghiaccio. Gli svantaggi principali sono la difficoltà di rilevamento perdite e la bassa efficienza.
- **Elettrica**, ottenuta dal generatore principale per alimentare tutti i carichi elettrici di bordo. I sistemi elettrici sono molto flessibili e non richiedono pesanti infrastrutture. Per contro presentano basse densità di potenza rispetto ai sistemi idraulici e sono caratterizzati da alto rischio di incendio in caso di cortocircuito.

Con il passare degli anni, ogni sistema è diventato via via più complesso e le interazioni tra i diversi equipaggiamenti hanno ridotto l'efficienza dell'intero sistema. Una semplice falla nel sistema pneumatico o idraulico può portare al disservizio dei carichi legati a tale rete con conseguenti ritardi o cancellazioni dei voli; l'individuazione del guasto non è semplice e una volta individuato può essere difficile da raggiungere per effettuare la riparazione.

2.2 Impianto idraulico

L'impianto idraulico è un sistema che consente la distribuzione di energia ed il suo controllo attraverso un fluido incompressibile. Per il suo funzionamento è necessaria una sezione di trasformazione di energia meccanica in energia idraulica, una rete di trasporto dotata degli opportuni organi di controllo e regolazione ed utilizzatori, che ritrasformano l'energia idraulica in energia meccanica. Di seguito, nella figura 2.2.1, viene riportato un esempio di impianto di un aereo per trasporto passeggeri.

Dalla figura 2.2.1 si può notare la tipica tipologia a tre impianti, di uso comune nei grossi aerei civili. Si distinguono l'impianto di destra in verde, il centrale in blu e quello di sinistra in rosso. La maggior parte dei carichi idraulici sono raggiunti da almeno due dei tre impianti, e per quelli più importanti da tutti e tre ai fini di ottenere una elevata ridondanza.

Gli impianti idraulici utilizzano fluidi incompressibili e quindi allo stato liquido nelle condizioni di esercizio. I principi fisici fondamentali su cui sono basati gli impianti idraulici risiedono quindi nei principi dell'idrostatica ed in particolare nel principio di Pascal, cioè nella proprietà della pressione di trasmettersi in ogni punto della massa fluida.

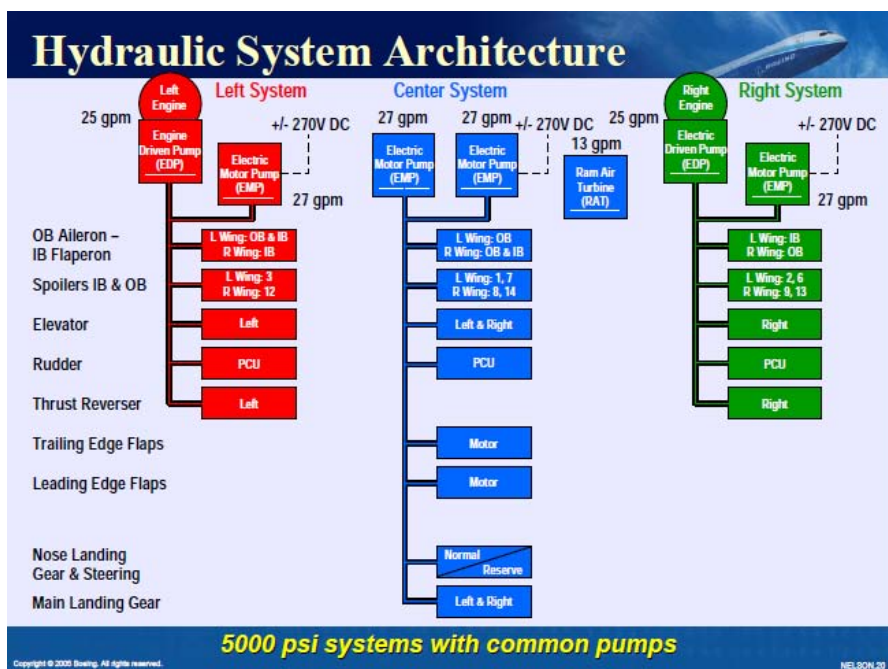


Figura 2.2.1 Impianto idraulico di un moderno bimotore da trasporto passeggeri.

Accanto all'aspetto statico, esiste anche un aspetto dinamico fondamentale soprattutto per le valutazioni di stabilità e risposta in frequenza.

Le caratteristiche fondamentali che rendono conveniente l'impiego del trasporto dell'energia

attraverso un fluido incompressibile sono:

- basso peso per unità di potenza installata;
- alto rendimento della trasmissione;
- grande flessibilità nell'installazione;
- capacità di sostenere sovraccarichi senza danni;
- alta affidabilità;
- scarsa esigenza di manutenzione ordinaria;
- bassa inerzia del sistema e quindi relativamente alta risposta in frequenza;
- facilità di controllo.

Come in ogni tecnologia, si riscontrano aspetti negativi quali:

- possibilità di perdita dell'intero impianto per rottura di singoli componenti;
- difficoltà di sincronizzazione di più attuatori;
- i fluidi con caratteristiche migliori per l'impiego non sono totalmente resistenti al fuoco.

Un parametro caratteristico da fissare nel progetto di un impianto idraulico è la pressione di alimentazione. Al fine di ridurre le dimensioni e quindi i pesi di tutti i componenti, è

opportuno avere un valore il più grande possibile per la pressione; questo ovviamente comporta anche il vantaggio di dover elaborare basse portate. Naturalmente esistono dei limiti al valore di pressione utilizzabile, dovuti a problemi di:

- comprimibilità;
- tenute delle guarnizioni;
- dimensioni troppo piccole di alcuni componenti.

Le pressioni più comunemente impiegate negli impianti idraulici sono di 21 MPa (3000 psi, 210 kg/cm²), ma per esempio il Tornado ed il Concord hanno l'impianto a 28 MPa, il Cessna Citation a 10.5 MPa. Sono comunque allo studio impianti lavoranti a pressioni decisamente superiori specialmente per impiego in campo spaziale.

Si tenga presente che un impianto nominale a 21 MPa viene collaudato a scoppio a 84 MPa.

2.2.1 Sorgenti dell'impianto idraulico

L'energia idraulica è resa disponibile dalla conversione di energia meccanica prelevata da varie sorgenti:

- dai propulsori del velivolo attraverso una presa di moto posta sulla GearBox;
- da motori elettrici alimentati dall'impianto velivolo;
- da motori pneumatici (turbine alimentate dall'impianto pneumatico);
- da un gruppo Ram Air Turbine (RAT) il quale consiste in un dispositivo che, esteso in emergenza fuori della fusoliera, espone alla corrente esterna un'elica a passo variabile collegata alla pompa e dotata di un sistema di regolazione;
- da un banco idraulico esterno al velivolo.

Nelle operazioni di manutenzione il velivolo dispone di un collegamento ad un gruppo idraulico semovente (banco idraulico) che gli fornisce l'energia idraulica per tutta la durata delle prove. Il banco idraulico ha un gruppo motore elettrico/pompa alimentato dall'energia elettrica disponibile in hangar.

2.2.2 Pompe idrauliche

I dispositivi che convertono l'energia meccanica in idraulica sono detti pompe idrauliche, la cui missione è quella di prelevare olio da appositi serbatoi e renderlo disponibile a pressione incrementata all'impianto di distribuzione e poi alle utenze. Le pompe possono essere di vari tipi tra i quali: pompe ad ingranaggi, pompe a vani, pompe alternative, pompe alternative a pistoncini multipli a portata fissa, pompe a pistoncini multipli a portata variabile e pressione fissa.

Esistono due principali categorie di pompe idrauliche:

- pompe volumetriche;
- pompe fluidodinamiche.

Le prime, impiegate negli impianti idraulici aerospaziali, sono anche dette a spostamento, poiché sono in grado di spostare un volume di fluido quasi indipendentemente dalla pressione a valle. Tipico esempio ne è la pompa a pistone. Di seguito sono riportati nella figura 2.2.2.1 alcuni esempi.



Figura 2.2.2.1 Esempio di pompa ad ingranaggi a sinistra, centrifuga al centro e a pistoni assiali a destra.

Le seconde, impiegate ad esempio negli impianti di alimentazione combustibile, accelerano il fluido e lo rallentano in una voluta trasformando l'energia cinetica in pressione secondo il principio di Bernoulli. Tipico esempio ne è la pompa centrifuga.

2.2.3 Organi di regolazione

Dato che gli impianti, per non avere interferenza fra le varie utenze, devono essere a pressione costante, sono indispensabili degli organi di regolazione che adeguino la portata al valore richiesto dalle utenze. Se ciò non si verifica la pressione nell'impianto varia per la comprimibilità del fluido (con gradienti molto elevati) o del gas di un eventuale accumulatore. I sistemi di regolazione possono essere fondamentalmente di due tipi: si mantiene costante la portata della pompa e si aggiunge a valle una valvola di regolazione in modo che l'eccesso di portata venga spillato e riportato nel serbatoio dell'olio oppure si introducono degli organi di regolazione che alterano il numero di giri o la cilindrata della pompa in modo da avere la sola portata necessaria all'impianto.

Questa seconda tecnica richiede macchine più complesse, ma è ovviamente molto più efficiente.

2.2.4 Utenze

Le utenze sono rappresentate dagli attuatori, dispositivi che trasformano l'energia idraulica in meccanica. Gli attuatori lineari si chiamano martinetti, quelli rotativi motori idraulici, a cui sono meccanicamente collegati i sistemi da azionare, come per esempio:

- ipersostentatori di bordo d'uscita e d'attacco;
- aerofreni;
- freni;
- equilibratori;
- alettoni;
- timoni;
- sterzo ruotino;
- inversori di spinta;
- portello vano e carrello d'atterraggio;
- portelloni di ingresso.

Di solito è importante che parte dell'impianto funzioni con velivolo a terra e motori spenti, al limite con la APU (auxiliary power unit) in funzione, per le prove funzionali di alcune utenze, le operazioni di carico e traino, ecc. Non tutte le utenze inoltre sono suddivise nei diversi circuiti indipendenti, ma le più importanti possono essere pilotate in parallelo da più circuiti. Per esempio il Boeing 747 ha l'impianto formato da quattro circuiti completamente indipendenti, ognuno dei quali potenziato da una pompa azionata da uno dei quattro motori e, in alternativa, da una pompa azionata da una turbinetta ad aria compressa. Le quattro turbinette sono alimentate dall'impianto pneumatico con aria spillata dai compressori dei propulsori o dall'APU. Ogni utenza è alimentabile da almeno due circuiti indipendenti.

2.2.5 Controllo superfici di volo

Nelle ali e nella coda ci sono diverse superfici che il pilota può muovere in modo da stabilizzare la traiettoria e la portanza sulle ali. Le superficie di aggiustamento possono essere suddivise in due gruppi di controllo di volo: primario e secondario. Un esempio dei vari componenti che compongono le superfici di controllo di volo è riportato in figura 2.2.5.1. Nella figura a sinistra vengono riportati i nomi delle varie superfici, mentre a destra si dà l'esempio del verso dei tre movimenti che si possono aggiustare con i controlli primari. Il primario, composto da alettoni, elevatore e timone, è usato per controllare roll, pitch e yaw. Il controllo del pitch è esercito da quattro elevatori posizionati sulla coda mentre il controllo del roll è dovuto a due alettoni posizionati sul bordo di ogni ala. Per ultimo, il controllo dello yaw è fornito da tre sezioni di timone indipendenti e ubicati sul bordo di uscita dello stabilizzatore verticale.

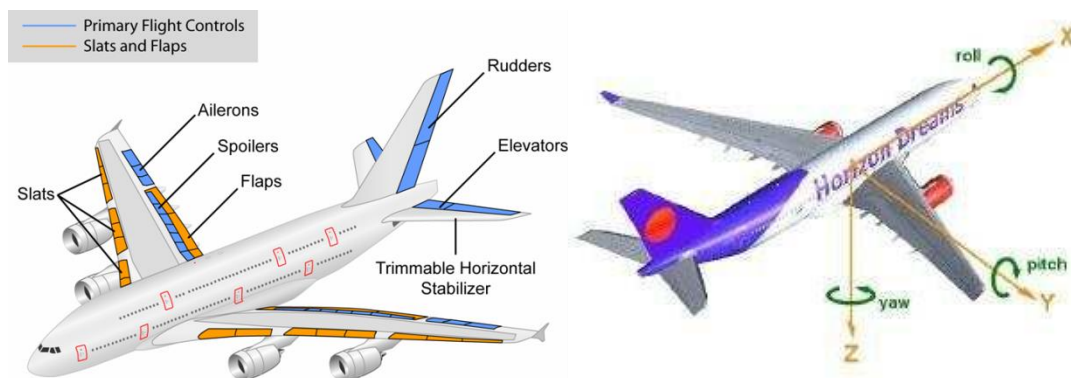


Figura 2.2.5.1 Superfici di controllo di volo e movimenti possibili.

Questi controlli sono associati con gli ammortizzatori di yaw i quali sono usati per estinguere oscillazioni sconcertevoli che si possono manifestare durante il volo. Ognuno di questi sistemi è alimentato da un attuatore idraulico. Il controlli secondari, chiamati sistemi di alta portanza, sono usati per cambiare la portanza di ala, usando i flap, i quali sono posizionati sulla parte finale dell'ala, con lo scopo di aumentare l'area dell'ala e della curvatura. Essi sono particolarmente usati durante il decollo e l'atterraggio in modo da aumentare o diminuire la portanza per una data velocità. La portanza complessiva di un aereo può anche essere sostenuta dai slats che presentano la stessa funzione dei flaps. Allo scopo di ridurre la portanza e aumentare la resistenza, i freni pneumatici permettono al pilota di aggiustare rapidamente la velocità.

Il tipo di attuatori impegnati in un velivolo sono molti, come la potenza che richiedono, partendo da pochi kW fino a circa 60 kW per gli stabilizzatori orizzontali e il timone. Anche il carico delle utenze è molto differente, con movimenti di poche ampie superfici per poco tempo o diverse piccole superfici durante tutto il volo.

2.2.6 Attuatori

La missione degli attuatori idraulici è quella di trasformare l'energia idraulica ricevuta dall'impianto che li alimenta in energia meccanica. L'assorbimento di energia idraulica genererà forze applicate su una parte mobile dell'attuatore e quindi si potrà ottenere anche del lavoro.

Questi componenti hanno quindi una funzionalità inversa rispetto alle pompe, e sono di due tipologie :

- attuatori rotanti detti motori;
- attuatori lineari ovvero dei martinetti e possono essere di vario tipo:
 - martinetti ad una via ove la pressione viene esercitata solo in una direzione ed il ritorno è dato dal contrasto esercitato da una molla;
 - martinetti a due vie ove la valvola di comando indirizza il fluido di andata e di ritorno;

- martinetti differenziali: dipende dal fatto che le superfici attuatrici siano uguali o meno.

Un esempio di attuatori viene riportato nella figura 2.2.6.1 sottostante.

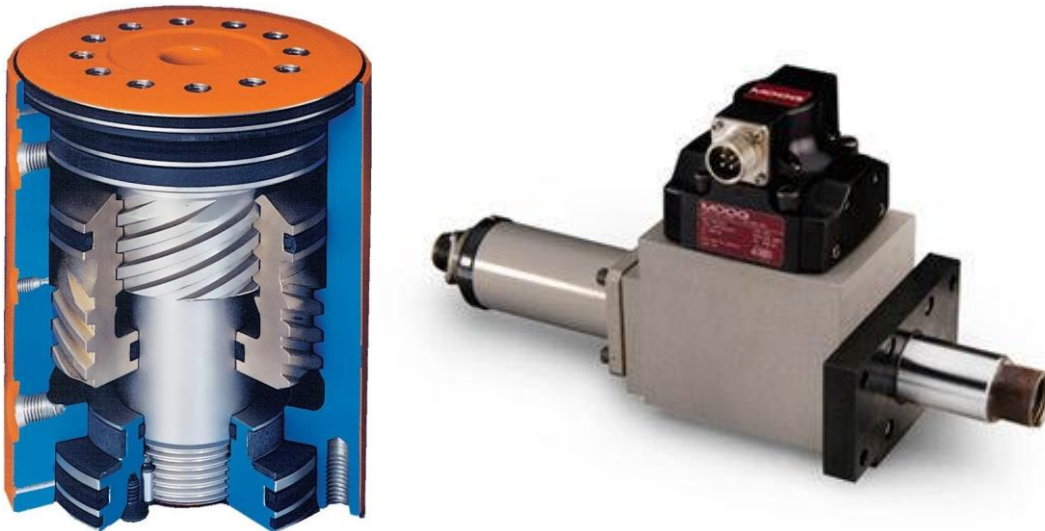


Figura 2.2.6.1 Esempio di attuatore rotativo a sinistra e lineare a destra.

2.2.7 Componentistica di un impianto idraulico

Un sistema idraulico elementare comprende fundamentalmente tutta una serie di componenti che possono essere riassunti qui di seguito:

- un serbatoio dove il fluido è conservato nella quantità necessaria all'esercizio per un certo arco di tempo e dove avviene lo smaltimento dell'energia termica;
- valvole shutt off , ovvero valvole di intercettazione per isolare pompa dal serbatoio;
- una sorgente di potenza idraulica chiamata pompa, che converte l'energia meccanica in energia idraulica;
- filtri di protezione da inquinamento;
- una serie di condotti che trasferiscono e smistano il fluido in pressione chiamati tubazioni e collettori;
- valvole selettive che gestiscono la destinazione e la direzione del fluido;
- dispositivi che trasformino l'energia in movimenti lineari o rotatori (martinetti o motori idraulici);
- condotti per riportare il fluido in bassa pressione al serbatoio detti condotti di ritorno;
- accumulatori che assorbano picchi o cadute di pressione e si comportino anche come riserva di energia idraulica;
- scambiatori di calore dove il calore accumulato per effetto del rendimento del sistema possa essere disperso;
- dispositivi di protezione: valvole di sicurezza, valvole di by-pass, ecc;

- sistema di rilevamento ed indicazione: sistema indicazione pressione, indicazione di quantità, avviso di bassa pressione, alta temperatura e sistema di rilevamento di intasamento;
- dispositivi di comando e controllo.

Nella pratica i velivoli da trasporto civile dispongono, per motivi di ridondanza, di più impianti

idraulici, tra loro indipendenti sia come fluido idraulico, sia come fonte primaria di energia. Il peso del sistema idraulico (pompa, attuatore, tubazioni, olio, valvole) deve essere messo in relazione non solo al proprio costo di acquisto, ma anche a quello di esercizio per la sua presenza a bordo in tutta la vita del velivolo anche se usato solo in alcune e spesso brevissime fasi del volo; ad esempio l'azionamento di tutto l'impianto dei carrelli, dei flap/slat, e del sistema reverse comporta grandi assorbimenti di potenza e volumi di fluido, ma il loro funzionamento in una tratta di ore di volo riguarda solo qualche minuto, poi l'assorbimento è nullo. Anche i comandi di volo in crociera sono sempre in funzione, ma le loro escursioni e correzioni sono minime alle alte velocità. In un aereo convenzionale, il sistema di movimentazione delle superfici di volo è realizzato attraverso un sistema idraulico centralizzato, costituito da una pompa idraulica e da motori idraulici posizionati sulla fusoliera, più diverse condutture e attuatori idraulici posizionati sulle ali e sulla coda.

2.3 Impianto pneumatico

L'impianto pneumatico ha la funzione di fornire aria in quantità, pressione e temperatura regolate entro i limiti di progetto ad una serie di utenze del velivolo.

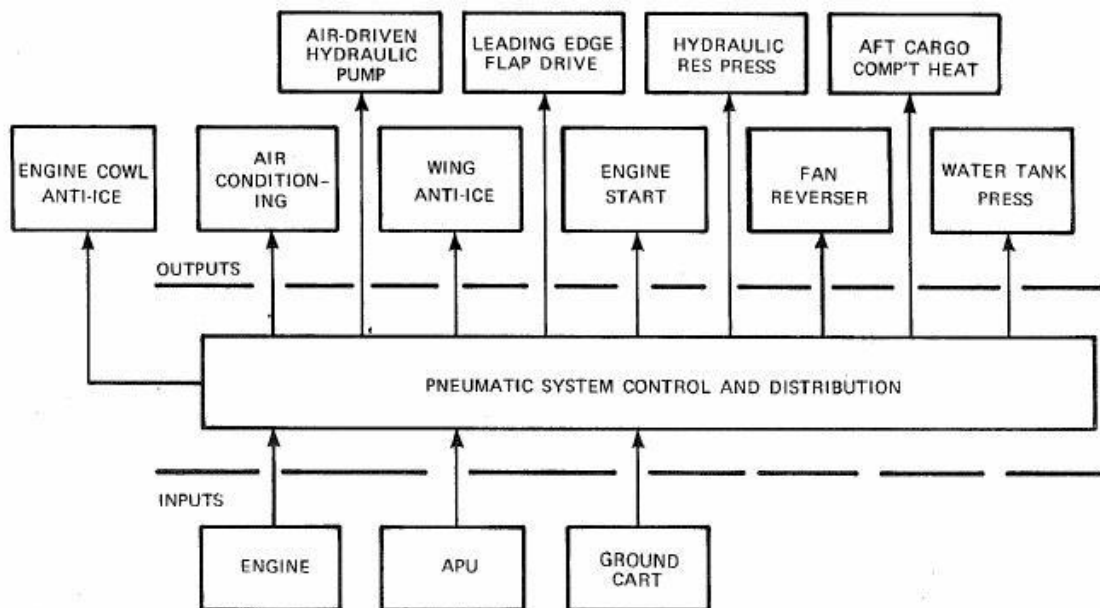


Figura 2.3.1 Schema a blocchi delle sorgenti pneumatiche e utenze fondamentali.

Lo schema di figura 2.3.1 fornisce una indicazione a blocchi delle sorgenti pneumatiche e delle utenze fondamentali. Si tratta dello schema di principio di un B747, ma la idea di massima si può ritenere di validità generale. Dall'esempio riportato, le sorgenti di questo sistema sono i motori, le APU e le unità mobili a terra. Gli utilizzatori sono molteplici come il sistema di pressurizzazione e antighiaccio, sistemi di guida di alcune superfici di controllo di volo e l'avviamento dei propulsori.

In diversi casi è conveniente sfruttare energia proveniente da aria compressa; questo è soprattutto vero quando il velivolo possiede dei motori a turbina ed è quindi possibile disporre di aria prelevata dal compressore. Questa si trova a valori di pressione e di temperatura elevati e può quindi essere impiegata sia per pressurizzare che per riscaldare.

2.3.1 Sorgenti dell'impianto pneumatico

L'aria in pressione può essere fornita all'impianto pneumatico da varie fonti:

- sorgente esterna: è costituita da un gruppo di compressori installato su un autocarro, e prende il nome di Air Starter Unit (ASU). Raggiunge il velivolo al momento dell'avviamento motori. Nel caso di velivolo in hangar una centrale pneumatica centralizzata fornisce aria in pressione per eseguire le prove;
- Auxiliary Power Unit : è sostanzialmente un gruppo ausiliario costituito da un motore turbogas capace di fornire aria compressa prelevata a valle del suo compressore, ed anche energia elettrica fornita da un generatore collegato alla stessa turbina a gas;
- motori: sono la sorgente principale di alimentazione durante le fasi del rullaggio, del taxiing, del decollo e della crociera sia per i velivoli a getto che turboelica.

2.3.2 Compressori

La generazione di aria compressa può avvenire attraverso due tipi di compressori:

- compressori volumetrici;
- turbocompressori.

I compressori volumetrici comprimono una massa d'aria riducendone il volume, tipicamente con un sistema a cilindro e pistone; la portata sarà legata alla velocità di funzionamento, ma il rapporto di compressione è quasi indipendente da essa. Questi apparecchi vengono fatti funzionare da motori a scoppio, elettrici o idraulici.

I turbocompressori possono comprimere l'aria accelerandola radialmente oppure assialmente, recuperando in seguito pressione rallentandola. Il rapporto di compressione dipende dalla velocità di funzionamento. Questi apparecchi vengono fatti funzionare solitamente da una turbina.

A bordo di velivoli a turbomotore, si usa (quasi nella totalità dei casi) spillare aria direttamente dal compressore del propulsore, in genere a due diversi stadi, attorno all'ottavo e attorno al quindicesimo, disponendo così di uno spillamento a bassa pressione ed uno ad alta pressione. Non è infatti consigliabile prelevare tutta l'aria da un unico punto del compressore, a meno di non ricorrere a forti variazioni della sezione. Inoltre, sempre per non ridurre troppo la potenza del propulsore, lo spillamento a bassa pressione è in genere sempre aperto, mentre quello ad alta pressione viene aperto in caso di necessità, ovvero quando il motore è al minimo e comunque non durante le richieste di massima spinta. Di seguito in figura 2.3.2.1 viene riportato lo schema di un impianto di spillamento di aria compressa da un motore turbofan, in maniera molto semplificata, ma utile per fornire un ottimo esempio di un semplice impianto.

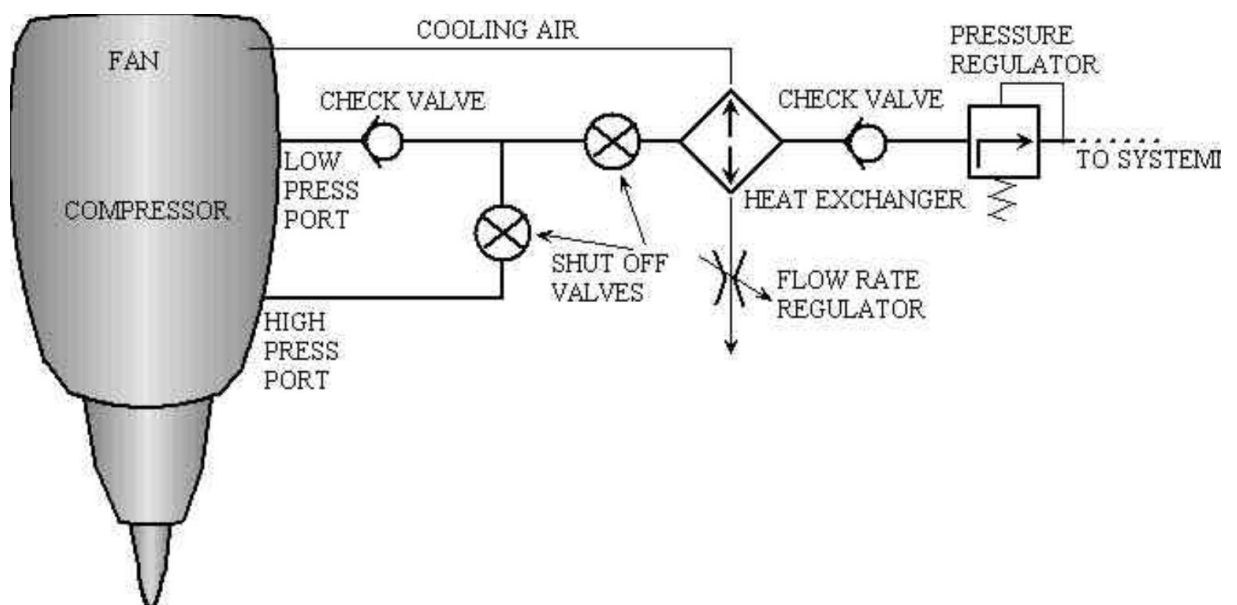


Figura 2.3.2.1 Spillamento d'aria dal compressore.

Si osservi che con questa tecnica si spilla dal compressore una percentuale piccola di portata, tra il 2 e l'8%, ottenendo però una quantità notevole di energia pneumatica. La percentuale di spillamento è molto superiore nell'APU, dove si arriva al 70-80%, ma ottenendo all'incirca la stessa potenza pneumatica, data la bassa potenza di questo dispositivo rispetto a quella di un propulsore. In tal modo vengono fatte funzionare le varie utenze pneumatiche a terra, in particolare l'impianto di condizionamento; inoltre si ottiene l'aria compressa necessaria all'avviamento dei propulsori, se questi non dispongono di avviamento elettrico. Quando il velivolo è parcheggiato, è prevista spesso una connessione per l'alimentazione dell'impianto da parte di una macchina a terra.

2.3.3 Regolazione

Come per l'impianto idraulico, è desiderabile per il dimensionamento delle utenze che l'alimentazione sia fornita a pressione e temperatura costante al variare della portata. Le condizioni dell'aria spillata da un moderno turbofan possono variare in pressione da 0.2 a oltre 1MPa ed in temperatura da 180 a oltre 350 °C, a seconda dell'altitudine di volo e dal regime del motore.

Dato che in genere questa aria si trova a temperature superiori a quelle necessarie, ponendo anche problemi per una canalizzazione sicura nelle aree in cui deve essere inviata, essa viene anzitutto raffreddata attraverso uno scambiatore di calore a valori attorno ai 175 °C. Di solito si usano scambiatori aria-aria, con portata dell'aria esterna regolata da una valvola in modo da controllare la temperatura. Spesso il flusso del refrigerante è ottenuto per azione dinamica, e quindi è efficace solo in volo; nel caso di turbofan, ormai molto frequente sui velivoli da trasporto, si sfrutta aria generata dalla ventola del propulsore, ottenendo una buona refrigerazione anche quando il velivolo è a terra. Successivamente una valvola regolatrice porta la pressione ad un valore costante, comunemente attorno agli 0.3 MPa.

Sempre analogamente all'impianto idraulico, l'impianto pneumatico viene realizzato in circuiti separati; nel caso di velivolo plurimotore, ogni motore alimenta un circuito, oppure un motore viene lasciato a disposizione per qualche circuito che richieda un supplemento di alimentazione. Sono tuttavia previste delle valvole di alimentazione incrociata, nel caso di guasto di un gruppo di generazione e per l'azionamento delle utenze più importanti.

A parte le ovvie valvole di sovrappressione, sono presenti delle valvole di non ritorno tra lo spillamento a bassa pressione e quello ad alta pressione, per evitare che, in caso di scarsa richiesta dalle utenze e di erronea apertura della valvola dello spillamento di alta pressione, si instauri un flusso che porterebbe ad irregolarità di funzionamento del compressore.

2.3.4 Utenze

La tipologia di utenze varia con la tipologia del velivolo, ma anche con le soluzioni costruttive

adottate dal fabbricante; in ogni caso una serie tipica potrebbe essere la seguente:

- impianto condizionamento;
- impianto pressurizzazione;
- impianto antighiaccio;
- impianto avviamento motori;
- impianto inversione spinta;
- impianto riscaldamento zone cargo;
- sistema di pressurizzazione serbatoio idraulico;
- sistema di pressurizzazione impianto acqua potabile;
- sistema azionamento pompe idrauliche;

- sistema azionamento servomotori dei comandi di volo.

2.3.5 Impianto di condizionamento

La principale utenza dell'impianto pneumatico in termini di portata è sicuramente l'impianto di condizionamento e pressurizzazione. Il compito di quest'impianto è di mantenere delle condizioni ambientali confortevoli a bordo durante tutte le fasi del volo, in termini di pressione, temperatura, umidità e composizione chimica.

Al salire in quota, la pressione e la temperatura dell'aria decrescono. Il corpo umano può resistere a variazioni di pressione e temperatura piuttosto modeste e sicuramente molto inferiori a quelle che si determinano alle usuali quote operative dei velivoli.

Le condizioni di benessere legate alla temperatura ed all'umidità sono invece più difficilmente definibili, trattandosi di sensazioni estremamente variabili da individuo ad individuo; in generale la temperatura è ritenuta accettabile per valori fra 20÷24°C in estate ed 18÷22°C in inverno, con tenori di umidità relativa attorno al 30÷70% ed una quantità d'aria sufficiente ad una efficace ventilazione. Si consideri che solo la temperatura dell'aria esterna può variare da un minimo di -60 °C a 12000 m ad oltre +40 °C a terra in zone molto calde.

Il dimensionamento dell'impianto di condizionamento deve partire da un bilancio termico dell'abitacolo, tenendo conto di tutti i fattori che ne possono influenzare la temperatura:

- condizioni ambientali esterne come temperatura e umidità;
- scambi di calore per irraggiamento;
- riscaldamento cinetico della superficie esterna per attrito con l'aria;
- scambi di calore attraverso le pareti dell'abitacolo per conduzione e convezione;
- creazione di calore nell'interno della fusoliera da parte di tutte le apparecchiature, degli impianti e dei passeggeri, i quali inoltre generano una certa umidità.

Il problema dello smaltimento termico è particolarmente pressante per velivoli da combattimento, dove attraverso le ampie superfici dei trasparenti passa un forte irraggiamento nell'abitacolo. Inoltre molte apparecchiature nel vano avionica devono essere direttamente raffreddate o, più raramente, riscaldate, in modo da mantenere gli strumenti entro l'intervallo di temperatura operativa.

I cicli frigoriferi maggiormente impiegati a bordo dei velivoli, specialmente se dotati di turbopropulsore, sono i cicli 'ad aria', ovvero sono cicli termodinamici nei quali è l'aria stessa che subisce le trasformazioni necessarie a portarla nelle condizioni di pressione e temperatura volute.

Il ciclo termodinamico frigorifero teorico è un ciclo di Joule inverso, caratterizzato dalle seguenti fasi, riportate nelle figura 2.3.5.1:

- 1-2, compressione adiabatica, essendo la condizione 1 riferita all'aria esterna;
- 2-3, raffreddamento isobaro;

- 3-4, espansione adiabatica, essendo la condizione 4 riferita all'aria da inviare in cabina;
- 4-1, ritorno alle condizioni iniziali.

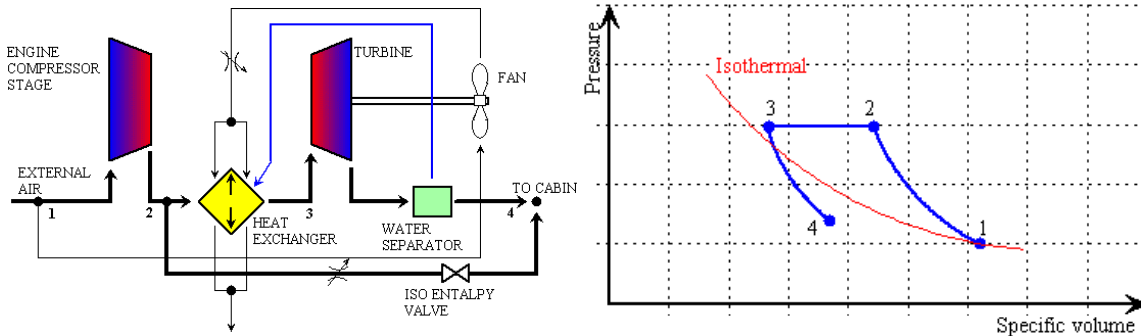


Figura 2.3.5.1 Esempio di ciclo Brayton Joule inverso.

La fase 1-2 viene praticamente realizzata spillando aria da un certo stadio del compressore del propulsore. L'aria inviata all'impianto di condizionamento è controllata sia in pressione che in portata.

La fase 2-3 viene realizzata mediante uno scambiatore di calore aria/aria. Il refrigerante è la stessa aria esterna proveniente da una presa dinamica, che può essere ulteriormente forzata con una ventola nello scambiatore, operazione questa indispensabile se il velivolo è parcheggiato a terra.

La fase 3-4 viene realizzata con una valvola di trafilemento o meglio attraverso una turbina, permettendo così il recupero di una parte dell'energia meccanica spesa nella fase di compressione: questa energia aziona la ventola che forza l'aria di raffreddamento nello scambiatore. L'espansione avviene fino alla pressione presente all'uscita della turbina, più elevata di quella iniziale se la fusoliera è pressurizzata.

La fase 4-1 avviene praticamente all'esterno del velivolo quando l'aria viene espulsa dalla fusoliera dalle valvole regolatrici della pressurizzazione.

Il ciclo ha un'efficienza non molto elevata, ma data la sua semplicità è il più comunemente adottato. Per aumentare l'efficacia il ciclo può essere modificato, ottenendo un ciclo bootstrap, nel quale l'energia fornita dalla turbine di espansione viene utilizzata per il compressore. Questo ciclo, a pari lavoro sottratto al compressore del propulsore, permette di arrivare a temperature più basse e quindi aumenta l'efficacia dello scambiatore di calore, oppure a pari calore scambiato permette di sottrarre meno energia dal propulsore. Nella figura 2.3.5.2 viene riportato il ciclo in un grafico pressione/volume specifico. In entrambi i casi Joule e bootstrap, la regolazione della temperatura finale viene ottenuta miscelando opportunamente l'aria che ha subito il ciclo frigorifero con l'aria proveniente dal compressore; nei cicli a bootstrap è possibile anche una miscelazione più complessa utilizzando l'aria che ha subito la seconda fase di compressione.

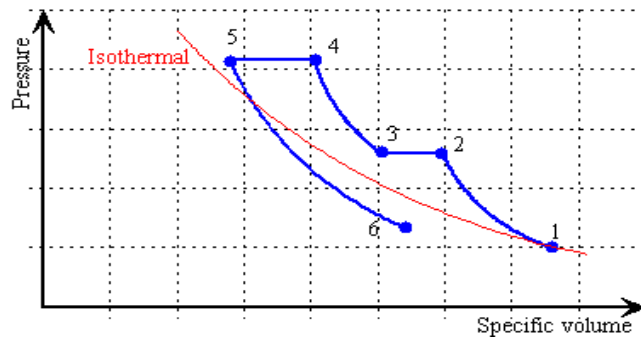


Figura 2.3.5.2 Ciclo bootstrap nel piano di Clapeyron.

Il sistema di condizionamento è progettato in modo che l'aria in cabina entri dai condotti situati sopra la testa dei passeggeri e sia estratta dal basso in modo da evitare un flusso d'aria dalla testa alla coda onde evitare rischi di contaminazione tra passeggeri. Per questa ragione, questo impianto è anche provvisto di opportuni filtri in modo da evitare rischi di contaminazione da batteri e virus. L'aria della cabina deve essere sostituita molto frequentemente, ogni due-tre minuti. Inoltre vengono usati sistemi per il controllo dell'umidità al fine di garantire un certo livello di comfort soprattutto a terra e a basse altitudini, dato che la quantità di acqua presente nell'aria diminuisce con il crescere dell'altitudine.

2.3.6 Pressurizzazione

La strada comunemente seguita per mantenere un'adeguata concentrazione di ossigeno in cabina è la pressurizzazione rispetto all'aria esterna. La pressurizzazione viene ottenuta inserendo nella fusoliera aria spillata dal compressore del motore, se questo è un turboreattore, o con apposito compressore. Tale aria viene elaborata, prima dell'immissione in cabina, di modo da assicurare anche valori di temperatura ed umidità adeguati; un continuo ricambio d'aria assicura infine una composizione chimica adeguata. E' chiaro che in queste condizioni esiste una differenza di pressione fra l'interno e l'esterno della fusoliera, che ne determina una condizione di carico. Il carico dovuto alla pressurizzazione ha rilevanza sia dal punto di vista statico che per quanto riguarda i fenomeni di fatica, nonostante il numero di cicli relativamente modesto, dati gli alti livelli di sforzo possibili e la presenza nella struttura della fusoliera di aperture per porte e finestrini. La regolazione della pressurizzazione avviene regolando la quantità di aria che viene scaricata nell'atmosfera esterna; in questo modo si assicura un continuo ricambio dell'aria. In sintesi il funzionamento dell'impianto di pressurizzazione viene schematicamente rappresentato in figura 2.3.6.1.

L'aria, proveniente dal ciclo di condizionamento, viene immessa in cabina con una portata controllata; una o più valvole di efflusso, di sezione regolabile, scaricano l'aria all'esterno. La portata in uscita dipende dalla differenza di pressione tra interno ed esterno e dall'apertura delle valvole d'efflusso.

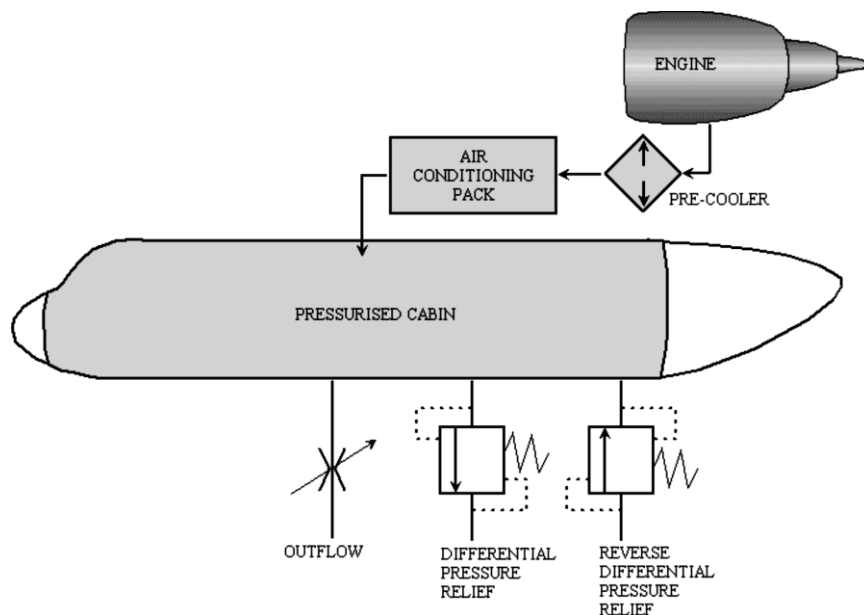


Figura 2.3.6.1 Schema impianto di pressurizzazione.

La regolazione della pressurizzazione è ottenuta da una centralina di controllo nella quale è possibile regolare anche i gradienti di pressione. Normalmente prima del decollo vengono inseriti i dati di pressurizzazione cabina in base alla quota di volo prevista ed alla velocità di salita. Viceversa, prima della discesa, vengono inseriti la pressione all'aeroporto e la velocità di discesa. In caso di avaria dell'impianto pneumatico, la valvola di efflusso si chiude completamente mantenendo così la pressione in cabina; in queste condizioni però la pressione parziale dell'ossigeno diminuisce, dato che i passeggeri respirando trasformano l'ossigeno in anidride carbonica, ma viene comunque assicurato un tempo di respirazione sufficiente a portare il velivolo ad una quota dove la pressurizzazione non è più necessaria.

2.3.7 Sistema antighiaccio

Il sistema antighiaccio viene utilizzato sporadicamente e con portate abbastanza basse mentre lo sbrinamento, la ventilazione, la pressurizzazione serbatoi e il gonfiaggio di guarnizioni dei portelli sono utenze di scarso consumo. Sebbene il sistema convenzionale anti ghiaccio è molto efficiente, esso riduce l'efficienza del motore principale. Infatti è caratterizzato da una inefficiente utilizzazione di energia. Con l'introduzione di un sistema anti-ghiaccio termoelettrico, è stato risolto il problema e inoltre questa nuova soluzione presenta alta flessibilità e può funzionare in differenti modalità:

- antighiaccio: il sistema è sempre operativo e può prevenire ogni formazione di ghiaccio;
- scongelamento: il sistema viene attivato in differenti aree in modo da ridurre il consumo di energia;
- ibrido: è una combinazione delle due precedenti modalità.

Con i sistemi di sghiacciamento si agisce per scaldare lo strato di ghiaccio una volta che questo si è già formato, principalmente su due superfici del velivolo:

- bordo di attacco alare;
- freni.

Per il bordo di attacco si utilizzano sacche pneumatiche, mentre per i freni il dispositivo utilizza aria calda spillata dai compressori dei propulsori del velivolo.

Il sistema che adotta le sacche pneumatiche è costituito da una serie di sacche gonfiabili collegate al bordo d'attacco dell'ala, costituite da canali che corrono nel senso dell'apertura alare o perpendicolarmente a tale direzione. Il gonfiaggio delle sacche è effettuato ciclicamente, utilizzando l'aria prodotta da un compressore o spillata. Lo spillamento di aria calda dai compressori è usato anche per lo sghiacciamento del sistema frenante del carrello, ed è previsto per tutti i velivoli che operano regolarmente in ambiente soggetto al fenomeno della freezing rain. Tipicamente lo sghiacciamento avviene inviando un getto d'aria calda spillata dal compressore del motore.

2.3.8 Attuatori pneumatici

Gli attuatori lineari di tipo pneumatico sono raramente impiegati a bordo; i loro vantaggi, rispetto ad attuatori idraulici, sono una minore robustezza necessaria, l'assenza di una linea di ritorno e la scarsa importanza del problema di tenuta. Tuttavia, a causa dell'elevata comprimibilità dell'aria, presentano il grosso svantaggio dell'imprecisione nel controllo di posizione dell'attuatore. Inoltre gli attuatori pneumatici sono più ingombranti e pesanti di quelli idraulici, a causa delle minori pressioni di esercizio disponibili. Uno dei rari impieghi sopravvissuti è nell'attuazione degli inversori di spinta, dove l'uso di un sistema oleodinamico è più difficile per via del problema termico. Si tratta comunque di attuatori a due posizioni, che quindi non necessitano di un vero controllo di posizione.

2.3.9 Componentistica dell'impianto pneumatico

Le funzionalità dell'impianto pneumatico sono realizzate attraverso una serie di componenti che permettono la gestione dell'impianto stesso:

- prese di collegamento alle sorgenti pneumatiche;
- valvole di prelievo, di sicurezza e di non ritorno;
- valvole regolatrici di pressione e d'isolamento;
- valvola aumentatrice;
- rete di tubazioni con giunti di collegamento e dilatazione;
- scambiatore di calore;
- sensori temperatura e pressione;

- pannelli di comando/controllo in cabina piloti;
- luci avviso funzionamento o avaria;
- calcolatori di gestione/controllo.

Il successo della soluzione costruttiva è condizionato dal costo, affidabilità, peso, ingombro, dalla soluzione costruttiva e dalla componentistica utilizzata.

2.3.10 Rete di distribuzione

La rete di distribuzione, composta di un circuito di tubazioni e componenti, permette di collegare le sorgenti di energia pneumatica alle varie utenze.

La rete si estende con le sue tubazioni e componenti lungo il velivolo partendo dai motori, dall'APU, e dalle prese di collegamento ai gruppi di terra, per poi percorrere lunghi tratti delle ali e della fusoliera. Lungo questo percorso, in particolare in corrispondenza di particolari direttrici, è presidiata da un sistema di rilevamento avarie.

2.4 Motori aeronautici

E' importante, seppur in minima parte, analizzare la struttura e i principi di funzionamento dei propulsori aeronautici; infatti, anche se non rappresentano specificatamente l'oggetto di tesi, risulta utile conoscerne la struttura per sviluppare il more electric engine ossia l'inserimento del generatore elettrico direttamente all'interno del motore, calettato su un albero del propulsore. Partendo dal ciclo termodinamico che sta alla base del funzionamento si arriva a descrivere i moderni propulsori turbofan con i quali sono equipaggiati i principali aerei civili.

2.4.1 Turbogas

La turbina a gas, detta anche turbo-espansore, è una turbomacchina motrice che trasforma l'entalpia del gas che la attraversa in energia meccanica. La turbina a gas semplice, è costituita da un compressore calettato sullo stesso albero di una turbina e da una camera di combustione situata tra questi due componenti. Il termine turbina a gas talvolta si riferisce soltanto alla sezione turbina e non alla macchina completa.

Il principio di funzionamento è il seguente: l'aria viene compressa dal compressore ed inviata in seguito in camera di combustione nella quale l'ossidazione del combustibile innalza l'entalpia della corrente gassosa che prosegue il suo percorso espandendo in turbina. La turbina trascina il compressore e l'energia netta risultante viene utilizzata direttamente come energia meccanica nel campo delle applicazioni industriali ad esempio per trascinare macchine, nel campo della propulsione aeronautica per trascinare eliche o per fornire la spinta come turbogetto e turboventola, oppure in campo energetico trasformata in energia elettrica mediante un alternatore. Nella figura 2.4.1.1 viene riportato uno schema di un impianto turbogas molto semplificato.

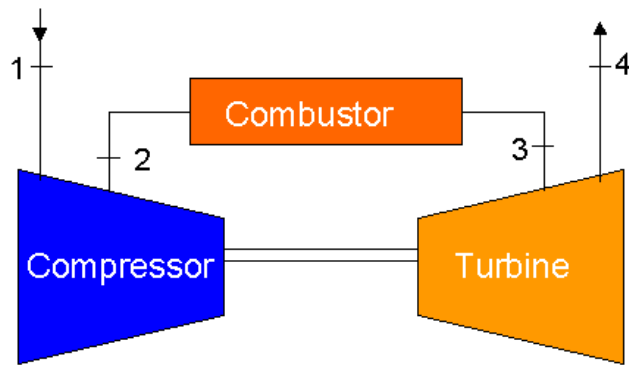


Figura 2.4.1.1 Schema di principio di un turbogas.

Da un punto di vista termodinamico, il funzionamento ideale delle turbine a gas è descritto dal Ciclo Brayton, in cui l'aria viene compressa isoentropicamente, la combustione avviene a pressione costante e l'espansione in turbina avviene isoentropicamente fino alla pressione di aspirazione. Le caratteristiche delle turbine a gas le rendono adatte alla produzione di grandi quantità di energia con ingombri assai limitati. Nella propulsione aerea, la turbina trova impiego nei turboreattori, dove ha il compito di fornire energia al compressore, ma non solo, perché serve anche a generare la spinta necessaria a mettere in moto l'aeromobile e a volte anche a generatori ausiliari, e nei turboelica, i cosiddetti jet-prop, dove la maggior parte dell'energia della turbina è trasmessa all'elica, e una parte minore al compressore.

2.4.2 Turbogetto

Il turbogetto è il più semplice ed il più vecchio dei motori a getto, oggi totalmente soppiantato dal turbo ventola negli aerei civili. Si tratta di un motore a ciclo continuo o aperto che sfrutta il ciclo turbogas, detto anche di Brayton-Joule, per produrre la spinta necessaria a far muovere un aereo. Il motore è sostanzialmente costituito da una presa d'aria, da un compressore centrifugo o assiale, dalla camera di combustione, dove si trovano gli iniettori del kerosene, da una turbina, da un eventuale postbruciatore ed infine da un ugello di scarico che fornisce la spinta.

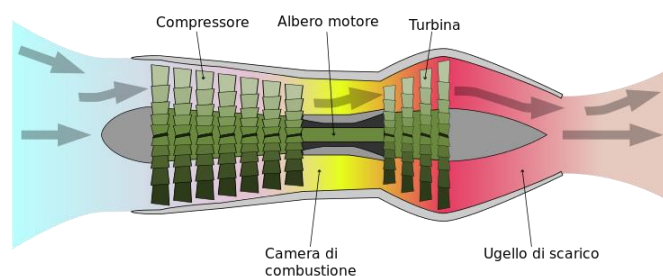


Figura 2.4.2.1 Schema di un turbogetto.

Questi organi, assieme ai numerosi organi accessori, quali motorino d'avviamento, pompe per i lubrificanti e i liquidi di raffreddamento, sistemi di spillamento dal compressore, per

evitarne lo stallo o per pressurizzare cabina e circuito idraulico, sono contenuti in un involucro metallico di forma aerodinamica posto nell'ala, di fianco alla fusoliera, entro la fusoliera, oppure sopra la coda del velivolo.

In un turbogetto l'aria viene convogliata dalla presa d'aria, o presa dinamica, che inizia una prima compressione, ed inviata al compressore o ai compressori nelle soluzioni a compressore di bassa e di alta pressione il quale continua la compressione. Da qui viene inviata alla camera di combustione, dove si miscela con il combustibile nebulizzato dagli iniettori ed incendiata da una candela. Una volta iniziato il processo di combustione rimane spontaneo se non mutano le condizioni di pressione e flusso di combustibile. La combustione continua provoca un notevole innalzamento della temperatura dell'aria che, non potendo espandersi, viene indirizzata verso la turbina dove si espande cedendo a questa la propria energia. Il turbogetto risponde, dal punto di vista termodinamico, al ciclo di Brayton e pertanto, come macchina termica, raggiunge rendimenti tanto più elevati quanto più elevati sono il suo rapporto di compressione e la temperatura massima del ciclo, a pari temperatura minima. La realizzazione del turbogetto è quindi basata sull'ottenimento dei più elevati rendimenti possibili dei compressori, delle turbine a gas e delle camere di combustione.

2.4.3 Turboventola (o turbofan)

Il turboventola, spesso indicato in inglese turbofan, è un tipo di motore a getto. A differenza di un normale motore turbogetto, il turboventola utilizza due flussi d'aria separati: un flusso, detto flusso caldo, attraversa tutti gli stadi del motore descritti precedentemente ed un flusso freddo che invece attraversa solo ventola e ugello, nel caso di turboventola a flussi associati, oppure la sola ventola nel caso di turboventola a flussi separati. Il rapporto tra la portata in massa di flusso freddo e flusso caldo si dice rapporto di diluizione o, in inglese, bypass ratio o BPR.

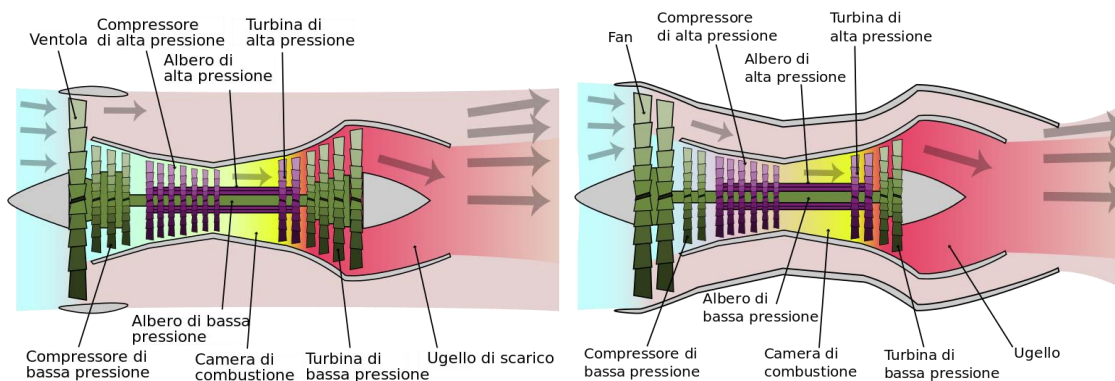


Figura 2.4.3.1 Esempio di turbofan a flussi separati a sinistra e incrociati a destra.

Tutti gli aeroplani moderni a getto adottano il turboventola, in quanto è il motore che permette il minimo consumo e migliori prestazioni rispetto al sorpassato turbogetto.

Infatti, a causa del fatto che il combustibile sia miscelato solo nel flusso caldo, il turboventola genera più spinta a parità di combustibile consumato da un turbogetto, o, che

è lo stesso, consuma meno combustibile a parità di spinta. Molti aeroplani passeggeri adottano turboventole ad alto rapporto di diluizione; possiamo riconoscerli grazie al loro più grande ingombro frontale, determinato dalla ventola appunto, mentre gli aeroplani ad alte prestazioni, come possono esserlo i caccia, adottano turboventole a basso rapporto di diluizione, per un fatto legato alla loro velocità operativa molto elevata, dove quindi l'ingombro è paragonabile a quello di un turbogetto semplice. La ventola è mossa da un albero della turbina più a valle, detta turbina di bassa pressione, mentre il compressore è mosso da un altro albero, concentrico e più esterno rispetto al primo, collegato alla turbina più a monte e immediatamente posta a valle del combustore, detta turbina di alta pressione. Questa configurazione è detta bialbero, ma il compressore potrebbe essere mosso anche da più di un albero, generando configurazioni trialbero, tipica nel motore Roll Royce.

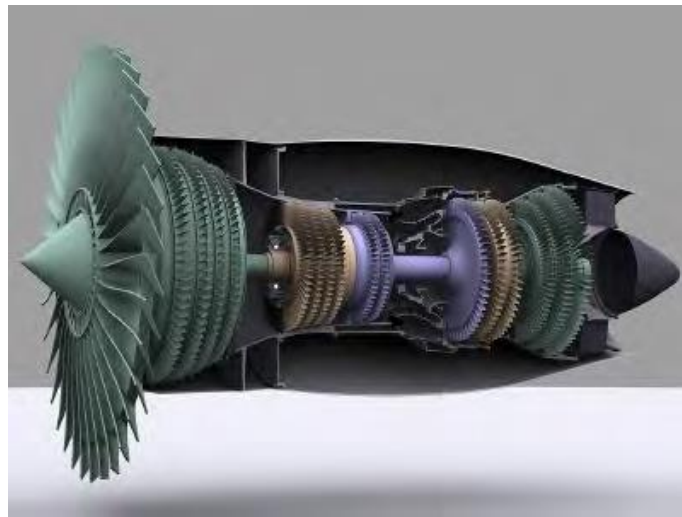


Figura 2.4.3.2 Esempio di configurazione trialbero.

Nella figura sovrastante, si può notare la presenza di un compressore a tre stadi, bassa, media e alta pressione e allo stesso tempo tre stadi di turbina, ognuno dei quali collegato con il rispettivo compressore.

Vista l'indipendenza tra i vari gruppi compressore turbina, le velocità di ogni stadio sono indipendenti l'una dall'altra. Per esempio nel caso di due alberi, quello di bassa pressione avrà un regime compreso tra 600 e 5000 rpm, mentre quello di alta pressione, cioè quello più interno, un regime compreso tra 7000 e 18000 rpm. Nel caso più specifico del motore Rolls Royce Trent 1000, le velocità nominali sono 2683 rpm per l'albero di bassa pressione, 8937 per quello di media e 13391 per quello di alta.

Capitolo 3

Sistemi elettrici di bordo

3.1 Sviluppo degli impianti elettrici a bordo degli aerei

Lo sviluppo generale della tecnologia aeronautica, che ha portato alla progettazione di velivoli sempre più complessi, ha determinato, nel tempo, un uso sempre più massiccio dell'energia elettrica. Dall'inizio dell'aviazione l'uso dell'energia elettrica è stato sempre presente, ma l'entità della potenza, la tipologia di impianti progressivamente installati e la conseguente dipendenza dell'operatività del velivolo si sono evolute nel tempo in modo molto significativo.

Un'indicazione di massima sul numero e tipo di utenze alimentate dall'impianto elettrico, in funzione dell'importanza del velivolo, è fornita dalla figura 3.1.1. Alle prime utenze elettriche, essenzialmente dispositivi di accensione e di comando del gruppo di propulsione, si aggiunsero presto i dispositivi di illuminazione e i primi rudimentali strumenti di bordo per l'apparato radio; in seguito, con l'aumento delle dimensioni e delle prestazioni dei velivoli, fecero comparsa anche altri dispositivi alimentati da energia elettrica come cucine, climatizzazione, sistemi antigelo, attuatori lineari, motori, apparati avionici, dispositivi di comando e controllo, relè, servo-valvole e altri ancora.

Utenze	Tipo di velivolo		
	piccolo	medio	grande
Radio	×	×	×
Illuminazione	×	×	×
Strumenti	×	×	×
Batteria	×	×	×
Servizi generali	×	×	×
Avviamento motori	×	×	×
Riscaldamento		×	×
Pompe combustibile		×	×
Sbrinatori		×	×
Radar		×	×
Sistemi idraulici		×	×
Pilota automatico		×	×
Controlli di volo		×	×
Pressurizzazione		×	×
Condizionamento aria			×
Controllo motori			×

Figura 3.1.1 Uso di energia elettrica a bordi dei velivoli.

3.2 Valori standard di tensioni e frequenze

Nella Tabella 3.2.1, sono riportati i valori standard di tensione e gli scarti ammissibili, fissati definitivamente dall'ISO (International Standard Organisation) per gli impianti in corrente continua e alternata.

Tipo di corrente	Tensione [V]	Scarto di tensione	Frequenza [Hz]
Continua	28	21 – 29	-
Alternata monofase	115	102 – 124	400
Alternata trifase	115/200	(102 – 124) / (176 – 215)	400

Tabella 3.2.1 Valori standard di tensione e scarti ammissibili.

Il sistema in corrente continua a 28 V è stato il primo sistema a essere usato e lo è tuttora quando i carichi richiesti sono di modesta entità. I vantaggi di questo sistema sono la semplicità, la possibilità di mettere in parallelo più generatori e la possibilità di sostituire i generatori con le batterie in caso di emergenza. Gli svantaggi sono costituiti essenzialmente dagli alti valori delle correnti necessarie ad alimentare i carichi di una certa entità.

3.3 Schemi semplificati di sistemi elettrici di bordo

Nella figura 3.3.1 è mostrato lo schema semplificato di un impianto elettrico in corrente continua a 28 V. In questo sistema il generatore elettrico è connesso al motore e l'energia prodotta serve ad alimentare tutti i carichi, compresi quelli in corrente alternata tramite l'uso di un inverter. In caso di avaria del motore, le batterie vengono usate per alimentare i carichi sia in DC che AC.

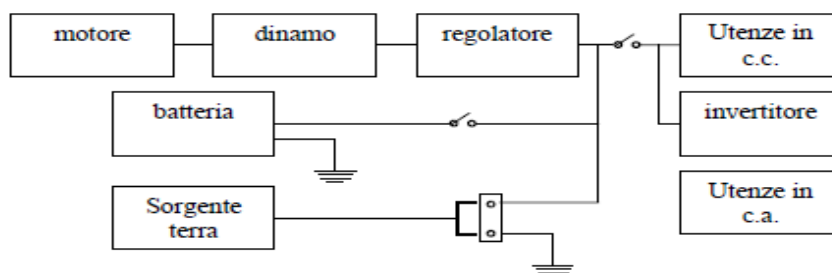


Figura 3.3.1 Schema semplificato di un sistema di bordo con generazione in DC.

Il sistema in corrente alternata trifase a frequenza costante è quello attualmente più usato per aerei di dimensioni medio - grandi e per i velivoli militari. I valori di frequenza e tensione sono stati standardizzati su 400 Hz e 200 V rispettivamente. L'esperienza in campo li ha indicati come i migliori compromessi. Infatti, l'uso dell'alta frequenza permette di ridurre il peso del generatore, mentre l'alta tensione permette di ridurre la sezione ed il peso dei cavi di distribuzione a parità di potenza erogata, e di ridurre anche le dispersioni per effetto Joule.

Nella figura 3.3.2 è mostrato lo schema semplificato di un impianto elettrico a corrente alternata a frequenza costante.

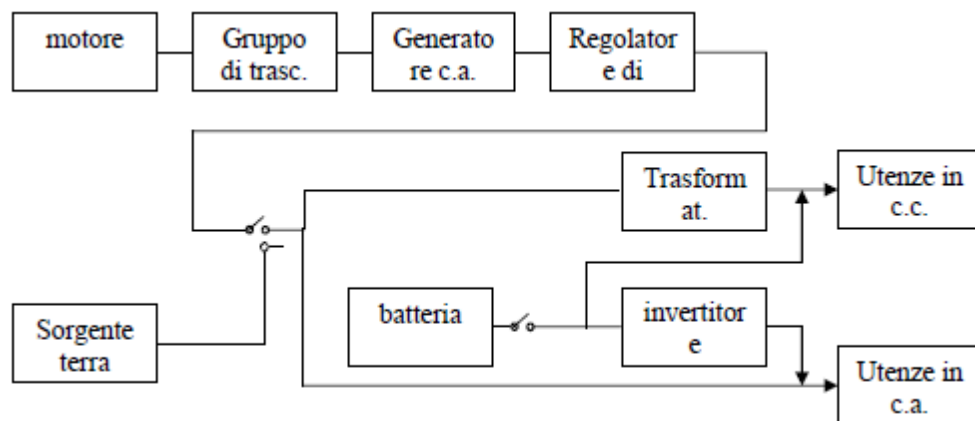


Figura 3.3.2 Schema semplificato di sistema di bordo con generazione in corrente alternata.

In questo impianto, il motore fornisce un moto rotatorio al generatore che produce una tensione alternata. L'energia fornita può essere usata per alimentare direttamente i carichi o, tramite conversione, alimentare i carichi in continua. Anche qui, la batteria può alimentare i diversi carichi in condizioni di emergenza.

3.4 Generalità sull'impianto elettrico dei velivoli civili

I velivoli da trasporto civile sono dotati in genere di un impianto primario di generazione in corrente alternata e la ragione risiede nel fatto che i generatori AC sono caratterizzati da una serie di vantaggi e caratteristiche quali:

- alto rapporto potenza/peso;
- alta affidabilità;
- possibilità di operare a frequenza elevata;
- facilità nel generare tensioni elevate.

Poiché i velivoli commerciali richiedono grandi quantità di potenza elettrica, l'uso di sistemi AC crea un notevole risparmio di peso, e con l'uso di trasformatori, la trasmissione di energia elettrica può essere ottenuta più efficientemente e di conseguenza con apparecchiature più leggere rispetto alla DC. Con la trasmissione a tensioni relativamente

alte e corrente bassa, le perdite vengono minimizzate. Questo è il motivo per cui nei grandi velivoli, si utilizza direttamente la corrente alternata per realizzare la maggioranza delle funzioni.

Sui velivoli leggeri, la maggior parte degli apparecchi funziona a corrente continua, 14 o 28 V. Se si desidera una piccola quantità di corrente alternata per applicazioni specifiche, si utilizza un convertitore per convertire la tensione da continua in alternata. La tensione alternata viene quindi utilizzata per azionare solo quei particolari strumenti richiedenti corrente alternata per un corretto funzionamento.

Nei normali aerei ogni propulsore trascina, tramite la sua Gearbox, uno o due generatori AC. Il generatore viene attivato da un pannello di comando/controllo posto in cabina piloti. L'eccitazione del generatore viene controllata dal computer di controllo (Generator Control Unit) che governa la tensione e controlla frequenza e fasi della corrente generata. Se la corrente generata ha i corretti valori il generatore, tramite un relè di collegamento, alimenta la sua barra delle utenze. A loro volta le varie utenze sono collegate tramite relè o interruttori automatici alla barra del generatore. In genere ogni propulsore alimenta direttamente ed in modo indipendente la sua barra, e le varie barre dipendono in condizioni normali dal proprio generatore.

In caso di perdita del generatore è possibile collegare la barra non più alimentata ad un'altra barra: per questo motivo il dimensionamento in potenza dei generatori è ampiamente superiore alla combinazione massima dei carichi della propria barra.

La potenza nominale di un generatore non deve essere vista in modo univoco: un conto è la potenza erogabile a tempo indeterminato, un conto il picco di potenza erogabile per un tempo massimo limitato in caso di emergenza.

3.5 Generatore AC

L'uso di generatori in corrente alternata è ormai universalmente diffuso nei moderni velivoli in quanto presentano una significativa serie di vantaggi rispetto ai sistemi DC.

Il generatore in AC, per la sua grande importanza, ha richiesto investimenti in ricerca e tecnologia, ed ha sfruttato i vantaggi dei nuovi sistemi di isolamento e di controllo elettronico per la sua gestione. Il modello oggi in uso negli impianti velivolo è un generatore trifase tipo Brushless cioè senza spazzole per gli scambi di corrente tra statore e rotore. Tale soluzione conferisce molti vantaggi al generatore stesso quali:

- bassi costi di manutenzione per la mancanza di usura delle spazzole;
- stabilità della tensione di uscita;
- alta stabilità e costanza di rendimento, poiché le variazioni di resistenza e conduttività alle spazzole ed agli anelli collettori vengono eliminate;
- migliori prestazioni ad alta quota, poiché viene eliminato l'arco elettrico alle spazzole, particolarmente sensibile nelle atmosfere rarefatte.

Dal punto di vista costruttivo si compone di una parte rotante detta rotore e di una parte fissa detta statore tra i quali gli scambi di energia avvengono solo per via elettromagnetica.

Lo statore si compone, in tre zone diverse e di altrettanti avvolgimenti statorici che si interfacciano a quelli del rotore. Presenta tre uscite finali dalle quali viene raccolta l'energia prodotta, un collegamento a massa, ed i collegamenti al pannello di controllo generatore detto GCU (Generator Control Unit).

Il rotore realizza varie funzionalità ed è suddiviso in tre parti logiche:

- un magnete permanente che ruota solidale all'albero del rotore ed induce sugli avvolgimenti della zona corrispondente dello statore una corrente alternata, che è prelevata ed inviata ad un'unità esterna, la GCU. Questo ultimo elabora questa corrente e la invia ad uno stadio statorico successivo con il quale si genera l'eccitazione del secondo stadio rotorico;
- la corrente alternata generata dal secondo stadio rotorico viene inviata lungo l'asse del generatore ad uno stadio rettificatore e quindi allo terzo stadio rotante;
- lo stadio rotorico finale induce nello terzo stadio statorico la forza elettromotrice desiderata che viene raccolta dai tre punti di uscita solidali allo statore.

I collegamenti con l'esterno quindi sono tutti sugli statori sia per quanto riguarda il GCU, sia per le uscite di potenza. Le entrate/uscite dai tre blocchi logici della parte statorica sono due per il GCU ed uno quale uscita trifase definitiva.

Il generatore è quindi costituito da tre generatori incorporati in un unico complesso e tra rotore e statore non ci sono spazzole di contatto. La sezione rettificatrice della corrente di eccitazione è costituita da gruppi di diodi che ruotano sull'asse del rotore mentre la stabilizzazione della frequenza dipende dai giri ed è ottenuta tramite il CSD (constant speed drive).

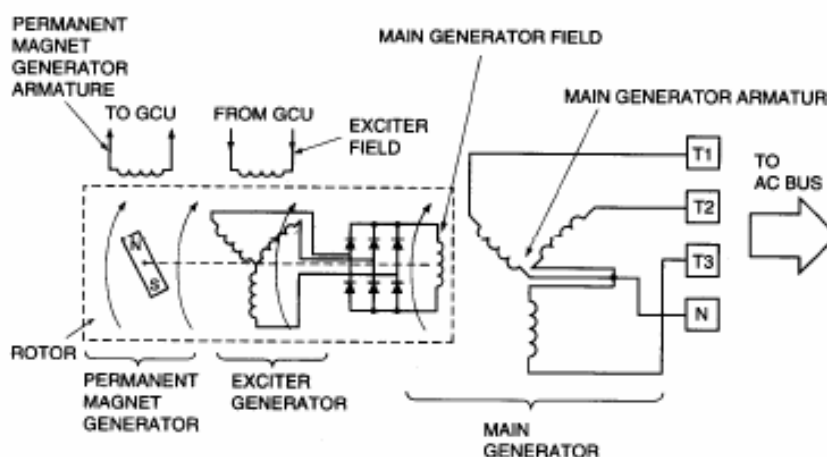


Figura 3.5.1 Esempio schematico di generatore Brushless.

3.6 CSD e IDG

È particolarmente importante mantenere la velocità del generatore costante in impianti in cui i generatori funzionano in parallelo. In tal caso è assolutamente essenziale che la

velocità dei generatori sia mantenuta costante entro limiti estremamente piccoli, attraverso una unità chiamata CSD (Constant Speed Drive).

Il sistema CSD completo consiste di un differenziale a ingranaggi assiali AGD (Axial Gear Differential), la cui velocità d'uscita rispetto alla velocità di entrata è controllata da un regolatore che controlla una pompa idraulica ad uscita variabile. La pompa fornisce pressione idraulica ad un motore idraulico, che varia il rapporto della velocità di ingresso e della velocità di uscita per AGD in modo da mantenere l'uscita ad un valore costante, che deve corrispondere alla frequenza di 400 Hz per il generatore.

Un generatore con CSD è illustrato in figura 3.6.1, dove si può notare la complessità dell'unità in questione per cui questa immagine viene fornita solo a titolo di esempio. La maggior parte di questi dispositivi sono forniti di un adattatore stacca/attacca veloce QAD (Quick Attach Detach), che permette la sostituzione di un generatore con CSD in pochi minuti.

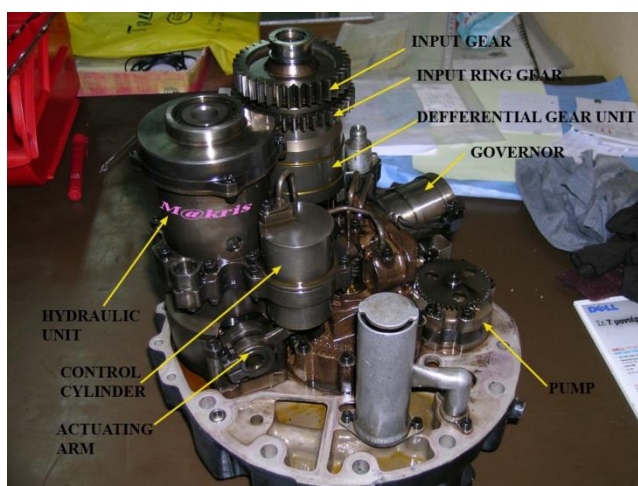


Figura 3.6.1 Esempio di un CSD.

Per via delle grandi potenze necessarie, ma anche della vitale dipendenza dei velivoli dall'impianto elettrico, l'evoluzione tecnologica ha reso possibile l'eliminazione dei CSD, con i loro svantaggi tra i quali il peso e il costo. Le soluzioni adottate sono state concettualmente tre:

- integrare in un unico componente in gruppo CSD + Generatore AC onde limitare peso e complicazioni costruttive con l'adozione del Integrate Drive Generator (IDG): dispositivo costoso e complesso, ma capace di fornire grandi potenze con riduzione del peso complessivo rispetto alla soluzione tradizionale;
- eliminare il CSD tra Gear Box e Generatore sostituendoli con un nuovo tipo di

generatore chiamato Variable Speed Costant Frequenzy (VSCF): un sistema integrato di generatore che opera a giri variabili direttamente collegato alla Gearbox ed un convertitore che fornisce come output corrente trifase 200 AC a frequenza 400Hz stabilizzata;

- abbandonare i sistemici distribuzione a frequenza fissa e prevedere, in sede di progetto, campi di oscillazione di frequenza entro una banda anche ampia (ex 370 – 800Hz). Questa scelta di generatori e distribuzione a frequenza variabile è ampiamente usata nei nuovi velivoli civili quali A380, B787 ed il A400, velivolo cargo militare: questa è oggi l'ultima frontiera della evoluzione tecnologica;
- nel campo dei velivoli militari come F22 e F 35, si sta sviluppando una nuova impostazione: generazione elettrica iniziale con potenti generatori che operano a 270 VDC; dal momento che alcuni impianti comunque necessitano di 115 VAC ed altri 28VDC debbono comunque essere previsti sistemi di conversione.

3.7 Inverter

Un inverter è una apparecchiatura per convertire corrente continua in corrente alternata alla frequenza ed alla tensione richiesta dalle utenze. Alcuni impianti a bordo di un velivoli, richiedono voltaggi DC a 26 V mentre altri hanno bisogno di tensioni a 115 V e 400 Hz.

Gli inverter sono tipicamente usati su grandi velivoli solo per situazioni di emergenza. In questo caso il velivolo impiega generatori AC necessari durante le normali condizioni di funzionamento e nel caso in cui tutti i generatori non siano in grado di soddisfare il servizio, si usa l'inverter per convertire la tensione dalle batterie di accumulo in tensione alternata, rendendola disponibile per i carichi essenziali che la richiedono. Molti velivoli leggeri impiegano inverter statici durante le normali condizioni di funzionamento per via del basso uso di potenza AC.

Ci sono due tipi base di inverter, rotanti e statici. I velivoli moderni impiegano solo inverter statici per la loro affidabilità, efficienza e risparmio di peso sugli inverter rotanti.

Per molti anni si sono impiegati inverter rotanti che sono dei semplici generatori AC, mossi da un motore a velocità costante.

3.8 Sistemi di conversione C.A./C.C.

Uno dei circuiti più utilizzati per la conversione da alternata a continua, è il ponte di diodi trifase. Il ponte funziona in modo tale che, partendo dalle tensioni in alternata (V_{ab} , V_{bc} , V_{ca}), in uscita si osserva una tensione continua V_{dc} con una ondulazione sovrapposta.

Questa configurazione si dice a sei vie di conduzione: la classificazione delle diverse topologie di convertitori C.A./C.C. è infatti caratterizzata dal numero di vie di conduzione, spesso indicato con la lettera q , che si definisce come il numero dei diversi percorsi che può avere la corrente nel circolare dal lato in alternata a quello in continua in un periodo della tensione di alimentazione.

3.9 Sistemi a frequenza costante e velocità variabile

Nello sforzo di semplificare e migliorare la produzione di energia AC sui velivoli ed evitare azionamenti meccanici a velocità costante, sono stati progettati sistemi per produrre energia elettrica trifase a 400 Hz attraverso dispositivi elettronici. I sistemi a frequenza costante e velocità variabile sono tipicamente definiti VSCF. Fondamentalmente essi utilizzano un generatore mosso dal motore di propulsione a velocità variabile, producendo così un'uscita a frequenza variabile.

Non è necessario nessun meccanismo di azionamento a velocità costante e l'eliminazione del CSD e IDG, in linea di principio, migliora l'affidabilità dei sistemi ed offre più flessibilità per l'installazione del generatore per il minore spazio necessario. La corrente di uscita del generatore a frequenza variabile è convertita in corrente alternata a 400 Hz costanti per mezzo di un sistema di doppia conversione interamente a stato solido. Diversi velivoli militari e civili usano correntemente tali generatori come fonti di energia AC primaria e secondaria.

Il sistema VSCF contiene solo due parti in movimento, la pompa dell'olio e il rotore del generatore. L'evoluzione dell'elettronica di potenza ha reso possibili agevolmente sistemi VSCF capaci di fornire in uscita potenze dell'ordine delle centinaia di kVA.

Questi sistemi offrono anche maggior flessibilità. Il generatore deve ancora essere montato in prossimità del motore di propulsione, ma le unità di conversione possono essere montate virtualmente ovunque sul velivolo. L'eliminazione del CSD quindi permette una carcassa, gondola, del motore più compatta.

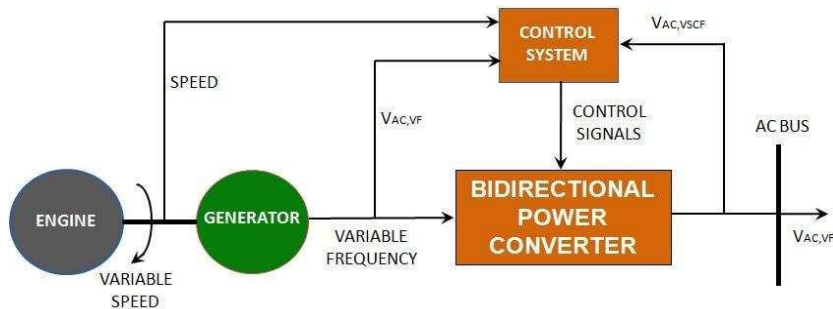


Figura 3.9.1 Esempio schematico di un sistema VSCF.

Qui, il generatore AC Brushless è mosso direttamente dal motore, per cui la frequenza di uscita varierà come varia la velocità del motore. La tensione trifase a frequenza variabile alimenta il raddrizzatore ad onda piena nel convertitore, dove è convertita in tensione continua e filtrata. Questa tensione continua alimenta l'inverter, che determina un'uscita a tensione alternata trifase a 400 Hz o altri valori desiderati.

3.10 Generazione di emergenza

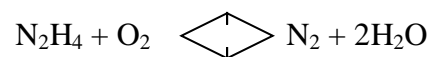
A bordo di un velivolo sia civile che militare, per garantire la continuità del sistema elettrico e quindi la sopravvivenza di tutti i sistemi connessi, sono previste una serie di sorgenti di alimentazione usate in caso di emergenza.

3.10.1 Batterie

Le batterie sono un componente essenziale di quasi tutti i sistemi elettrici per velivoli. Sono usate per accendere l'APU, fornire energia in caso di guasto di tutte le altre sorgenti, erogare energia durante le operazioni di manutenzione e durante il controllo prima del volo, quando i motori sono ancora spenti. Molte di queste funzioni sono estremamente importanti per garantire la sicurezza, perciò l'affidabilità e le prestazioni fornite sono considerate requisiti fondamentali del sistema elettrico. Alcune importanti proprietà richieste sono robustezza del sistema, garanzia del funzionamento entro ampi intervalli di temperatura, infiammabilità, limitata manutenzione, rapidità di carica e tolleranza ai sovraccarichi.

3.10.2 EPU

La EPU (Emergency Power Unit), è una turbina azionata da una reazione di idrazina N_2H_4 . L'idrazina si decompone in presenza di ossigeno con una reazione esotermica che produce azoto e vapore d'acqua:



I gas generati dalla reazione vengono convogliati su una turbina che può trascinare una pompa idraulica e/o un generatore elettrico. Normalmente non si possono imbarcare notevoli quantità di questo combustibile a bordo e quindi la E.P.U. sarà in grado di funzionare per un tempo molto breve, insufficiente per l'atterraggio d'emergenza: tale impianto si trova solo su velivoli militari ed ha lo scopo di permettere all'equipaggio di tentare di riattivare i sistemi oppure di abbandonare il velivolo in volo.

3.10.3 RAT

Una RAT (Ram Air Turbine), comunemente conosciuta con l'acronimo RAT, è una piccola turbina connessa a una pompa idraulica, o ad un generatore elettrico, installata negli aeromobili e usata come sorgente di energia. Questo generatore genera energia prelevandola dal flusso d'aria che incontra le pale, le quali sono ad orientazione variabile

in modo da adattarsi alle diverse velocità del velivolo e mantenere una velocità di rotazione pressoché costante.

I moderni aeromobili usano questa sorgente in caso di emergenza, quando sia la sorgente primaria che quella ausiliaria sono fuori uso. In questo caso può alimentare la strumentazione di volo indispensabile al controllo del velivolo. Alcune tipologie producono solo potenza idraulica, la quale viene usata per alimentare un generatore elettrico.

Nelle normali condizioni, si trova retratta dentro la fusoliera e viene spiegata, manualmente o automaticamente, subito dopo la completa perdita di generazione energetica a bordo. Nel tempo che trascorre tra l'entrata in servizio e la perdita di energia, si alimenta il sistema di bordo con l'ausilio delle batterie.



Figura 3.10.3 Esempio di RAT.

L'airbus A380 ha installato la più grande RAT del mondo con 1.63 metri di diametro. Di solito una normale RAT deve essere in grado di produrre da 5 fino a 70 kW, in base alle dimensioni del velivolo. Per piccoli aerei le potenze generate possono essere di alcune centinaia di watt.

In alcuni casi è stata usata per alimentare delle pompe centrifughe per pressurizzare un sistema nebulizzante per liberare agenti liquidi su terre coltivate. La ragione di questa scelta è la sicurezza.

3.10.4 Auxiliary power unit

La Auxiliary Power Unit, detta APU, è un'unità di potenza ausiliaria installata a bordo di un velivolo per la produzione di energia non direttamente utilizzata a scopo propulsivo. È in genere presente su aeromobili da trasporto, ma anche su alcuni veicoli terrestri ibridi o di grandi dimensioni.

Una moderna APU impiegata in campo aeronautico è costituita da una turbina a gas di dimensioni contenute, che, collegata ai diversi impianti, consente di fornire energia ai sistemi ad essa collegati quando i motori principali sono spenti, o in caso di avaria di questi ultimi, durante il volo.

Anche se le APU sono state, in passato, installate in diverse parti di vari aeromobili militari e commerciali, nei moderni aerei di linea sono montate nella coda. Lo scarico dell'APU, un piccolo tubo che esce dalla coda dell'aereo, può essere notato nella maggior parte dei moderni aeroplani di linea. Nella figura 3.10.4.1 vengono mostrate una APU e lo scarico posto nella coda. Una tipica APU installata su un velivolo da trasporto commerciale è costituita da tre parti principali: il generatore di gas, il sistema di spillamento dell'aria compressa e la scatola ad ingranaggi o Gearbox. Questo sistema trasforma l'energia chimica del combustibile rendendola disponibile sotto forma di energia pneumatica e meccanica. L'energia pneumatica, ovvero aria compressa, è ottenuta spillando aria dal compressore mediante valvole regolatrici, mentre la Gearbox collega l'albero motore del gruppo a delle prese di potenza sulle quali possono essere montati generatori elettrici o pompe idrauliche e altri accessori necessari al funzionamento dell' APU stessa, come la pompa dell'impianto di lubrificazione e dell'iniezione di carburante. Su alcune APU il generatore elettrico può funzionare anche da motorino di avviamento, eliminando così la necessità di collegare un motore aggiuntivo per la sua accensione.

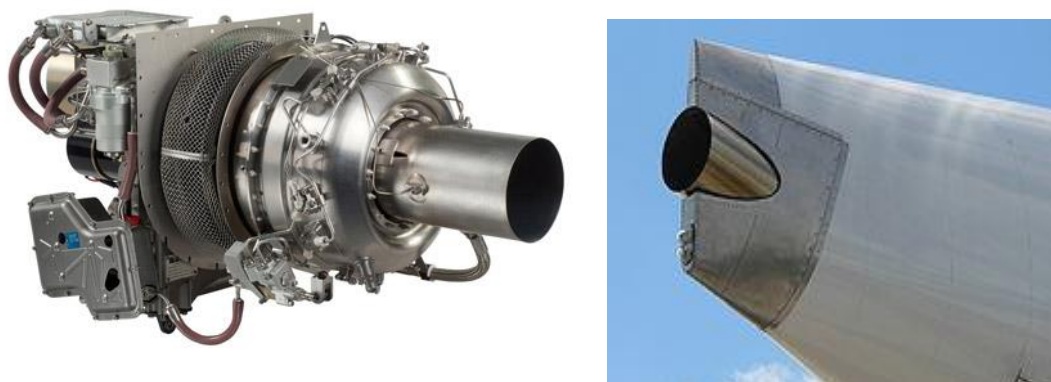


Figura 3.10.4.1 Una APU di un Airbus A320 a sinistra e lo scarico a destra.

La funzione principale dell'APU è quella di fornire l'energia necessaria all'avviamento dei motori principali. Per avviare un motore a turbina è necessario portare la sua velocità di rotazione ad un valore tale, tipicamente tra il 20% ed il 30% della velocità massima, che permetta al compressore di raggiungere un rapporto di compressione sufficiente ad assicurare l'accensione del kerosene in camera di combustione e garantire l'auto sostentamento. Da quella velocità di rotazione in su, il motore è in grado di accelerare autonomamente fino al regime di funzionamento desiderato senza nessun apporto esterno di energia. I motori a turbina più piccoli sono in genere avviati da un motore elettrico che, attraverso una scatola ad ingranaggi, mette in rotazione l'albero motore. I motori più grandi impiegano, al posto del motore elettrico, la turbina stessa mossa da aria compressa fornita dall'impianto pneumatico. Dal momento che l'energia necessaria per raggiungere la velocità di rotazione minima per l'auto sostentamento di un motore di grandi dimensioni è superiore a quella immagazzinabile in una batteria o in un serbatoio d'aria compressa di dimensioni e peso ragionevoli, è necessario provvedere ad un impianto di potenza in grado di fornire l'energia necessaria all'avviamento dei motori principali del velivolo.

L'APU risolve questo problema in due stadi: dapprima l'APU viene accesa da un motore elettrico, con l'energia proveniente da una batteria, o una sorgente esterna, poi accelera alla velocità massima, fornendo un quantitativo di energia molto più grande, sufficiente a mettere in moto i motori principali dell'aereo.

Questo sistema trova impiego anche nella produzione di energia elettrica e pneumatica, utilizzata per il funzionamento dei sistemi di riscaldamento, condizionamento e ventilazione, prima della messa in moto dei motori principali. In questo modo la cabina risulta essere confortevole mentre i passeggeri si imbarcano, senza la spesa, il rumore ed il pericolo di far funzionare uno dei motori dell'aereo.

Alcune APU sono anche connesse ai sistemi idraulici, permettendo agli addetti alla manutenzione e all'equipaggio di agire sui comandi di volo ed sui sistemi elettrici senza l'ausilio dei motori principali.

3.11 Le tendenze costruttive attuali

Allo stato attuale, escludendo per il momento nuovi e sofisticati progetti di alcuni velivoli militari, si può schematizzare la situazione prevalente come segue:

- la generazione/distribuzione 28V DC riguarda i piccoli velivoli a pistoni della aviazione ed alcuni velivoli medio - piccoli turboelica che utilizzano lo starter-generator. Per le esigenze di 115AC si usano degli Inverter dedicati alle poche utenze AC. L'emergenza è garantita da batterie 28V mantenute sotto carica costantemente;
- la generazione e distribuzione 115/200 Volt AC 400Hz è lo standard dei velivoli da trasporto civile e militare in generale. Le esigenze di 28VDC vengono soddisfatte tramite trasformatori rettificatori TRU (Trasformer Rectifier Unit). Le batterie sono sempre la soluzione di emergenza e per le esigenze di AC si ricorre a degli Inverter;

- nei velivoli di ultima generazione tipo A380 e B787 l'uso di potenti generatori trascinati dalla Gearbox a velocità variabile sono lo standard emergente;

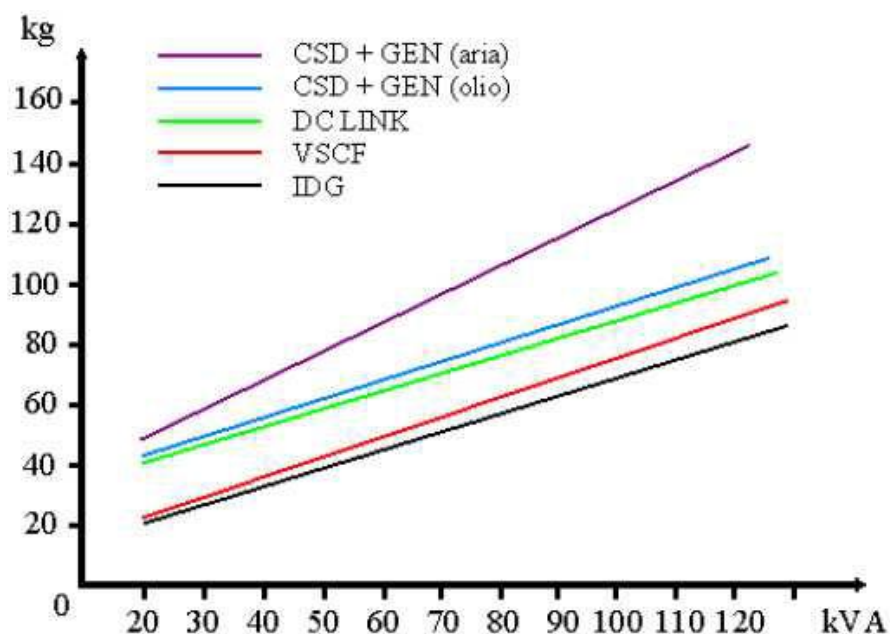


Figura 3.11.1 Andamento del peso dei diversi tipi di generazione in funzione della potenza erogata.

Nella figura 3.11.1 si dà un esempio della relazione tra peso e potenza per diverse tipologie di generatori usati negli aerei.

3.12 Sistemi elettrici di distribuzione nel MEA

Il sistema elettrico consiste normalmente in una combinazione di tensioni a 28 VDC e 115 VAC a 400 Hz. Tuttavia, adottando nuove modalità di generazioni a frequenze variabili, viene richiesto l'uso dell'elettronica di potenza per convertire le uscite dei generatori a nuovi valori di tensioni, come 270, 350 o 540 V. Usando alti voltaggi per la distribuzione si hanno i vantaggi della riduzione del peso, della sezione dei cavi e delle perdite, ottenendo un incremento della potenza trasmissibile. L'esatto valore della tensione, è tuttavia determinato da un numero di fattori come la disponibilità di componenti adeguati a sopportare tali tensioni, e dai rischi dell'effetto corona alle alte altitudini per via della riduzione di pressione.

Sono allo studio quattro differenti tipologie di sistemi di distribuzione, qui riassunte:

- EPDS (electric power distribution system) centralizzato;
- EPDS tollerante ai guasti;
- AES (advanced electric system) sistema elettrico avanzato;
- EPDS semi distribuito.

3.12.1 EPDS centralizzato

Questo sistema prevede una distribuzione di potenza radiale point-to-point come mostrato in figura 3.12.1.1. In questa tipologia impiantistica vi è la presenza di solo un punto di distribuzione centralizzato. Tutti i generatori alimentano questo punto, dove l'energia elettrica viene elaborata per alimentare i differenti carichi elettrici presenti nel velivolo. Il centro si trova normalmente nell' Avionics Bay dove viene collocato il sistema di regolazione della tensione. Questa configurazione provvede all'alimentazione individuale di ciascun carico dal punto centrale. I vantaggi offerti da questa implementazione sono:

- facilità di manutenzione, dato che tutti gli equipaggiamenti sono situati in un unico posto;
- disaccoppiamento tra i carichi, evitando il trasferimento dei disturbi;
- tolleranza al guasto, poiché i bus principali sono altamente protetti.

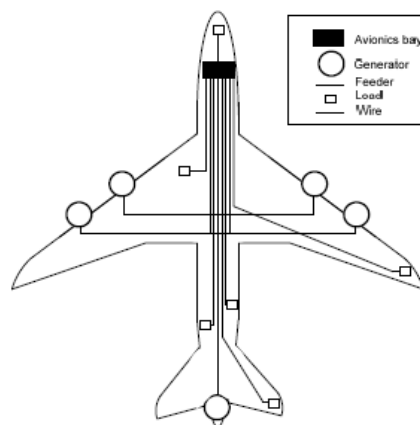


Fig. 3. Centralized EPDS for the MEA [51]

Figura 3.12.1.1 Schema del sistema EPDS centralizzato.

Tuttavia non mancano effetti negativi come:

- necessità di collegamento di ciascun carico con l' Avionics Bay, aumentando il costo e il volume dei cavi, riducendo l'affidabilità;
- un guasto nel centro di distribuzione potrebbe mettere fuori servizio tutti i carichi;
- difficoltà di apportare nuove modifiche al sistema.

3.12.2 EPDS tollerante ai guasti

Questo tipico EPDS per un aereo bimotore consiste in due Switch a matrice, sei multi convertitori e sei generatori. Il vantaggio principale degli Switch a matrice consiste nel semplificare la connessione via cavo; il sistema di test complessivo è in grado di cambiare il percorso di connessione interno in modo facile e dinamico senza alcun intervento manuale esterno.

Le sorgenti di potenza elettrica sono connesse sulle Source Switch Matrix, mentre i carichi sono connessi alle Load Switch Matrix. I commutatori nelle matrici possono essere costruite con contattori convenzionali, contattori rotanti multi posizione o contattori allo stato solido. I vantaggi presentati da questo sistema sono:

- l'abilità di avviare il motore usando un generatore/starter;
- alta ridondanza;

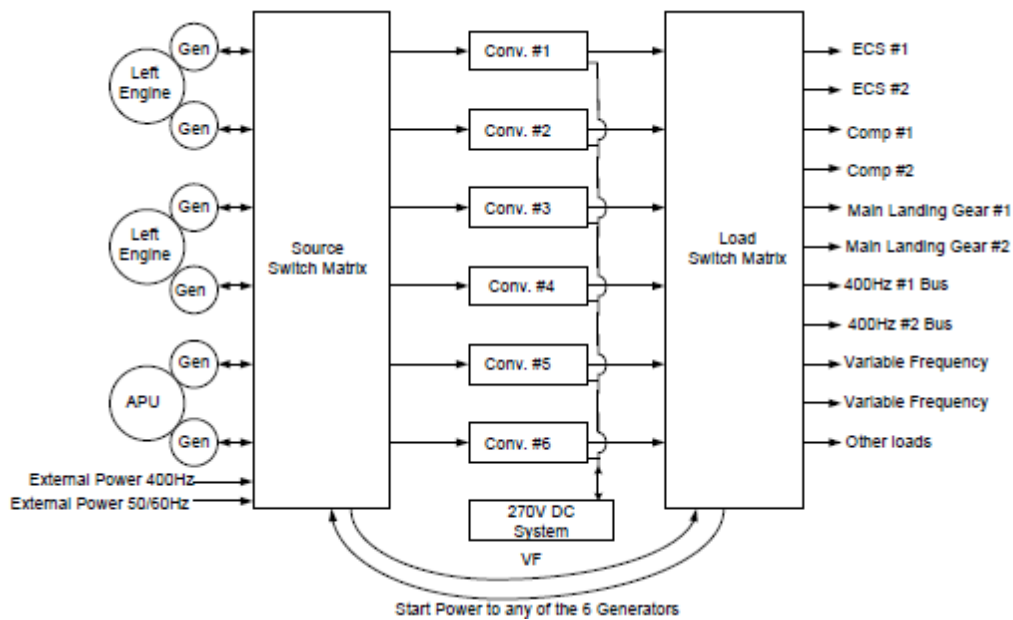


Figura 3.12.2.1 Schema del sistema EPDS tollerante ai guasti.

Questo sistema presenta lo svantaggio di interrompere l'operatività dei generatori/carichi in caso di guasto in Source o Load Switch Matrix.

3.12.3 AES

Questo sistema è flessibile e tollerante ai guasti, il quale è sviluppato per rimpiazzare il sistema di distribuzione centralizzato manuale o semiautomatico con un sistema basato su microprocessore. La potenza elettrica come mostrato in figura è fornita dai generatori verso la distribuzione primaria, dove sono collocati la CCU (Contactor Control Units) e i

contatori di alta potenza. I carichi vengono alimentati attraverso l'RSU (Relay Switching Units). Il AES è controllato da entrambi i due ridondanti ELMU (Electrical Load Management Units). La CCU attua un sistema di controllo e protezione sulla potenza la quale viene elaborata attraverso il bus quattro volte ridondante.

L'AES è migliore rispetto al centralizzato, perché presenta i seguenti vantaggi:

- riduce i costi operativi e la configurazione del sistema permette di effettuare miglioramenti o modifiche al sistema facilmente;
- nel caso di devianti condizioni di corrente e tensioni, il carico viene spento;
- si ottiene una maggior riduzione del peso e nei collegamenti dovuta all'eliminazione dei pennelli di interruttori.

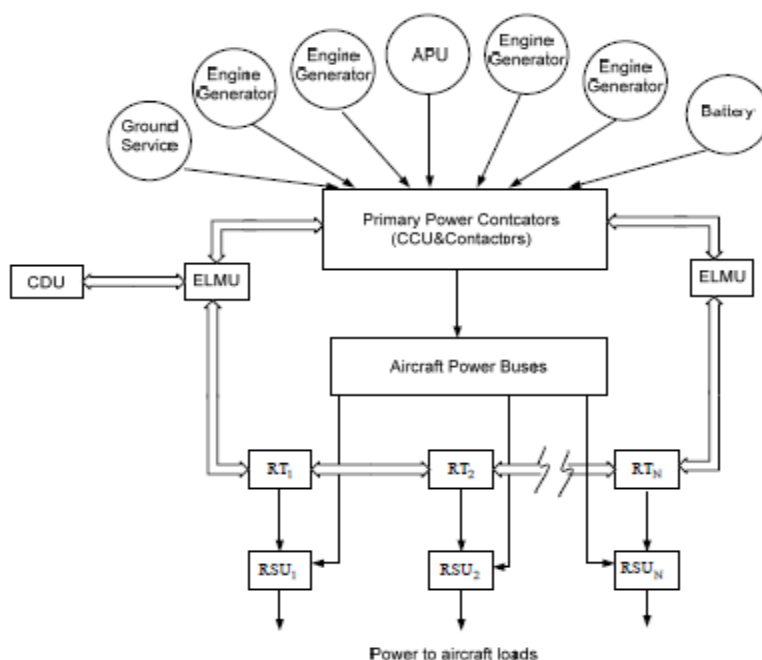


Figura 3.1.2.1 Schema a blocchi del AES.

La principale controparte di questo sistema è la concentrazione del sistema di alimentazione e di gestione all'interno di una singola unità. Quindi un guasto in questo sistema interrompe tutti i carichi dell'aereo.

3.12.4 EPS semi distribuito

La principale alternativa della convenzione centralizzata EPDS è l'architettura semi distribuita. In tale approccio si utilizzano più PDC (Power Distribution Center). I PDC sono distribuiti attorno al velivolo in modo da ottimizzare il volume, il peso e l'affidabilità. Come mostrato in figura sono disposti lungo la fusoliera e alimentano i carichi più adiacenti.

I vantaggi offerti sono:

- possibilità di usare meno cavi, diminuendo il costo complessivo del sistema aumentando efficienza e affidabilità.;
- aumento del livello di ridondanza nel sistema di distribuzione primario usando un maggior numero di centri di distribuzione;
- riduzione delle cadute di tensione sulla rete di distribuzione giungendo a una maggior efficienza;
- miglioramento della qualità del sistema e riduzioni delle interferenze elettromagnetiche posizionando il centro di distribuzione vicino ai carichi;
- facilità di aggiornamento del sistema.

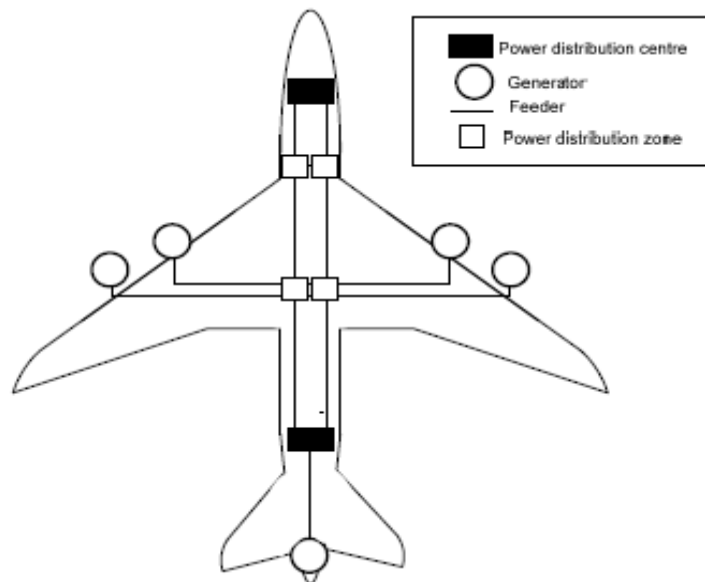


Figura 3.12.4.1 Sistema PDS semi distribuito.

Gli svantaggi derivanti da tale sistema sono:

- lo stretto accoppiamento tra carichi connessi allo stesso PDC riduce l'affidabilità;
- addizionali attrezzature sono necessarie per controllare e monitorare il sistema.

3.13 Sistemi di generazione del Boeing 787

Il 787 della Dreamliner è attualmente il velivolo al mondo che fa maggiormente uso della tecnologia More Electric, il quale aumenta l'uso di energia elettrica a discapito dei normali vettori energetici. I benefici di questo aereo includono:

- maggiore efficienza di generazione, distribuzione e uso, con l'ausilio di nuove unità di distribuzione che portano alla riduzione di 32 km di collegamenti pneumatici rispetto al 767;
- maggiore efficienza dei propulsori;

- minore manutenzione;
- minor rumore.

Visto che questo velivolo necessita di maggiore elettricità rispetto a tutti gli altri velivoli, il 787 usa sei generatori, due per ogni motore con capacità di 250 KVA ciascuno e due APU da 225 KVA ognuna, con un intervallo di frequenza generata compresa tra 360 e 800 Hz. Durante le normali condizioni di volo, i quattro generatori sono la principale fonte, mentre le APU sono la fonte secondaria. Ogni singolo generatore pesa circa 90 kg. Da notare che la totale potenza generata ammonta a 1,45 MVA elettrici.

Come in ogni altro velivolo, sono presenti diversi sistemi di ridondanza ed è stato dimostrato che il 787 può volare per più di 330 minuti con un solo generatore e atterrare in condizioni di sicurezza.

Lo schema elettrico del 787 è riportato in figura 3.13.1, dove si possono vedere i sei generatori che generano a una tensione pari a 230/400 VAC ad una frequenza che varia da 360 a 800 Hz in funzione del regime dei propulsori. Da qui la potenza elettrica viene o inviata ai carichi che possono direttamente usufruire di questa tensione, o ai rispettivi convertitori in modo da ottenere diversi valori di tensione e diverse frequenze.

In questo sistema, il bus principale è caratterizzato da maggiori tensioni pari a 230/400 VAC rispetto ai sistemi tradizionali, e da una frequenza tra 360 e 800 Hz. Questo bus, attraverso dei TRU, alimenta altri bus a tensioni diverse. In questo caso si hanno un bus a 270 VDC, uno a 28 VDC e uno a tensione 115/200 VAC con frequenza di 380-800 Hz. Il sistema di distribuzione primario può accettare energia non solo dai motori principali, ma anche dalle sorgenti di terra, RAT e dalle APU.

Il bus secondario con la tensione di 115/200 VAC presenta una tensione minore del primario ma mantiene una frequenza variabile. Sia i carichi a frequenza variabile che fissa vengono alimentati dal questo bus alla tensione di 200 VAC. Inoltre in caso del verificarsi di qualche guasto, può alimentare anche i carichi DC. Il bus 270 HVDC si trova nell'ultima versione dei Boeing 787 e nel A380. Il ATRU è usato per convertire i 400 VAC in 270 VDC. Questo bus ha il compito di alimentare solamente i motori che richiedono alte potenze come i motori degli attuatori, le pompe idrauliche e i motori del sistema ECS.

Il bus 28 VDC esiste in tutti gli aerei sin dai primordi. Il TRU in questo caso viene usato per convertire l'alto voltaggio del bus primario a 28 VDC, usati per alimentare i carichi che richiedono basso voltaggio e caricare le batterie. In caso di emergenza, i più importanti carichi sono alimentati dalla RAT, usando gli appropriati convertitori.

Viste le modifiche delle tensioni generate, anche le APU, oltre che ai generatori hanno subito delle rivoluzioni. Anche in questo velivolo, l'APU è montata nella coda, ma fornisce solo energia elettrica e non pneumatica. Questo si traduce in una maggior semplicità costruttiva, affidabilità e minor manutenzione. Visto che la velocità di rotazione è variabile, l'APU ha migliorato le prestazioni. La velocità di funzionamento è basata sulla temperatura ambiente e rimane compresa in un intervallo del 15 % della velocità nominale.

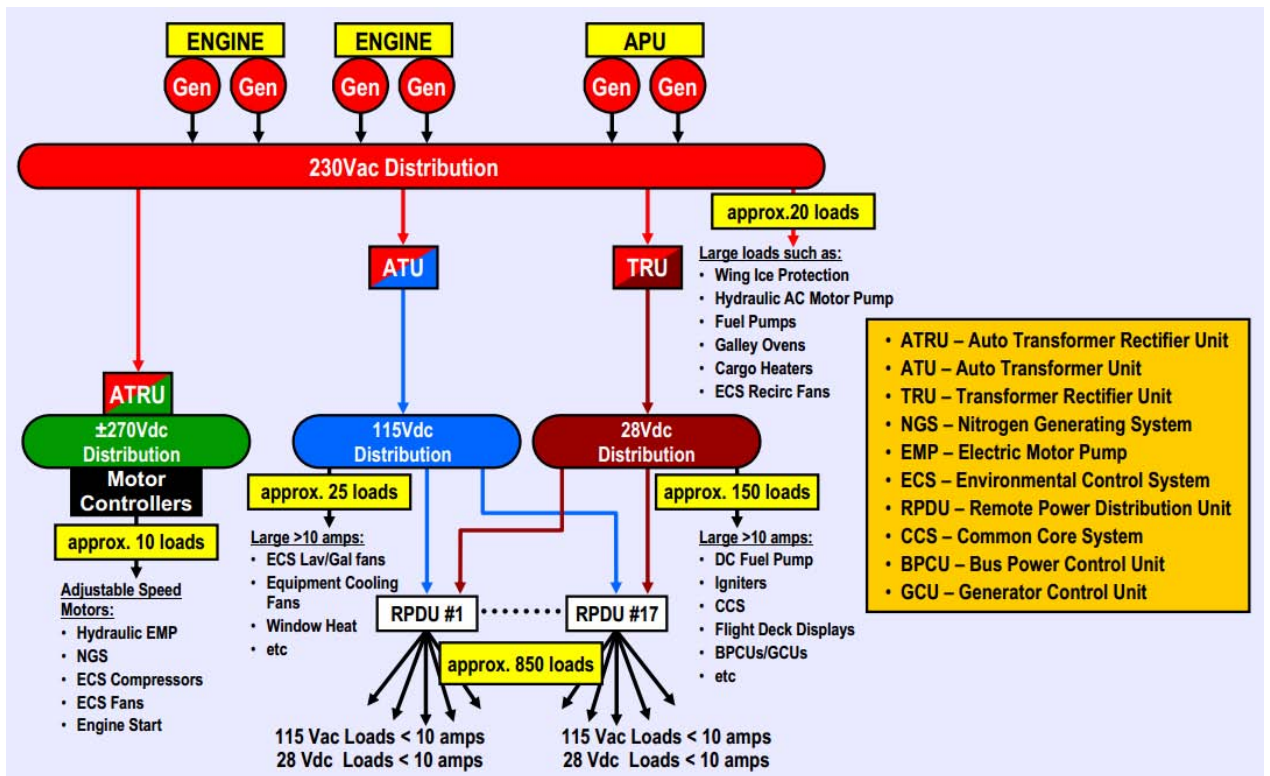


Figura 3.13.1 Sistema elettrico del Boeing 787.

Come tutti i normali velivoli, sono presenti delle batterie. Vi si trovano due batterie, una di emergenza e una per la APU. Le batterie scelte sono quelle al litio, entrambe identiche, ognuna formata da 8 celle che producono una tensione di 32 Vdc. Il peso di ogni batteria è di 28.6 kg, con una corrente che può arrivare a 150 A. Le classiche batterie al NiCd, presentano una tensione di 20 Vdc, un peso di 48,5 kg e una corrente di 16 A. Le caratteristiche e le posizioni vengono riportate nelle figure 3.13.2.

787 Batteries

The main battery and the auxiliary power unit battery are identical lithium-ion batteries. Each is made up of the eight cells that produce a total of 32-V DC. Multiple redundancies designed into the 787 battery system ensure that even in the presence of a fault, the airplane can continue safe flight. Lithium-ion batteries were selected after a careful review of available alternatives because they best met the performance and design objectives of the 787.

Advantages of Lithium-Ion Batteries	Chemistry Feature	787 Lithium-Ion (Lithium Cobalt Oxide)	777 Nickel Cadmium (Fibrous)
<ul style="list-style-type: none"> High-power capability Lower weight No memory degradation Improved power quality Improved charging characteristics 	Voltage (nominal) Maximum weight Current provided for airplane power-up	32 V (8 cells) 63 lb (28.6 kg) 150 A	24 V (20 cells) 107 lb (48.5 kg) 16 A

Auxiliary Power Unit (APU) Battery

- Located in the aft electrical equipment bay.
- Provides power to start the APU, which can power generators to start engines if needed; also powers navigation lights.

Main Battery

- Located in the forward electrical equipment bay.
- Powers up airplane systems, bringing the airplane to life before the APU or engines are started; also supports certain ground operations such as refueling.

In flight, the airplane is powered by electricity produced by the engine generators. The batteries are part of the multiple layers of redundancy that would ensure power in the extremely unlikely event of a power failure.

Figura 3.13.2 Caratteristiche delle batterie al litio e posizionamento.

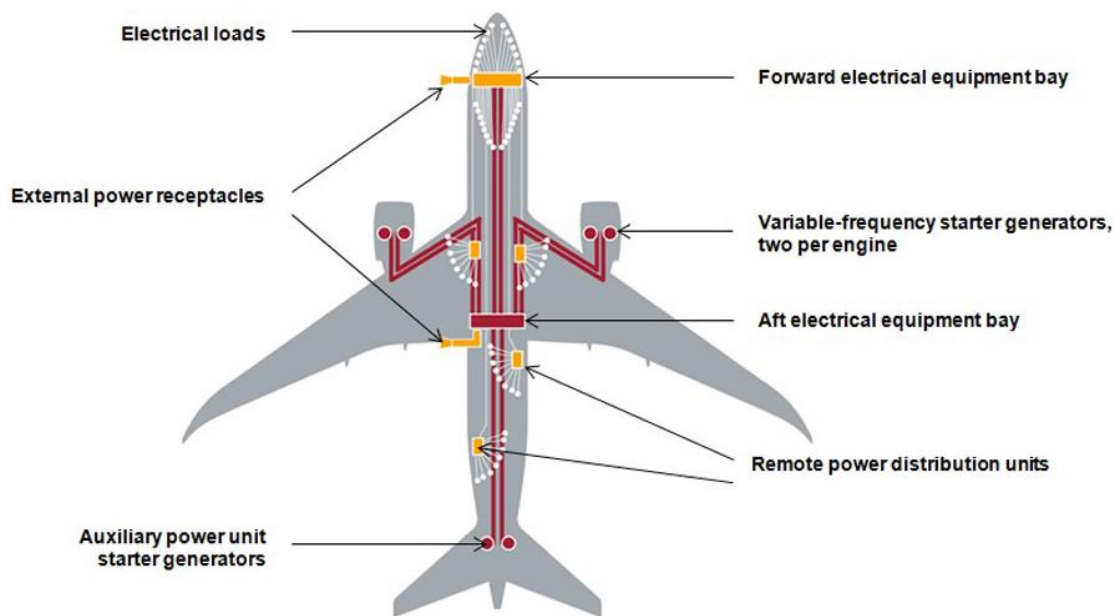


Figura 3.14.2 Posizionamento dei generatori, delle APU e degli ingressi esterni di energia elettrica nel boeing 787

3.14 Richiesta di energia elettrica e generazione durante il volo del 787

La quantità di energia elettrica prelevata dai generatori è relativamente costante durante la maggior parte del tempo. A basse altitudini, viene richiesta una maggiore energia per la protezione da ghiaccio e per il sistema idraulico, mentre alle alte altitudini il fabbisogno principale viene richiesto dal sistema di condizionamento e pressurizzazione. Il sistema antighiaccio è formato da tappeti termici, e se ne trovano sei per ogni slat. I due sistemi, idraulico e di antighiaccio, portano a una richiesta di energia relativamente costante durante il volo. Le variazioni dei carichi per la maggior parte del volo sono mostrati in figura 3.14.1.

L'efficienza di generazione e la conversione elettrica sono significativamente più alti rispetto ai classici sistemi non More Electric. I miglioramenti in efficienza sono principalmente dovuti all'uso di generazione a frequenza variabile, aumento del rendimento termodinamico dei propulsori e a sistemi di conversione molto efficienti. Per esempio, comparando il 787 con il 777, l'efficienza di uscita dei generatori è del 53 % rispetto al 34 %.

Nel Boeing 787 la produzione di potenza elettrica avviene a frequenza variabile e il 30 % circa viene direttamente usata dai carichi che fanno uso di questo tipo di tensione. Per soddisfare i carichi più energivori, cioè motori controllati da inverter per il sistema ECS, la tensione AC viene convertita in tensione +/- 270 Vdc con l'ausilio di autotrasformatori (ATRU) con efficienza del 97 %. La tensione 230 VAC viene anche convertita in 115 VAC a 400 Hz e a 28 VDC con un trasformatore rettificatore (TRU). Il bus a 115 Vac alimenta i carichi in parte a frequenza fissa di 400 Hz e in parte a frequenza variabile. I

115Vac a frequenza variabile si ottengono semplicemente con l'uso di un trasformatore con ingresso la tensione prodotta dai generatori.

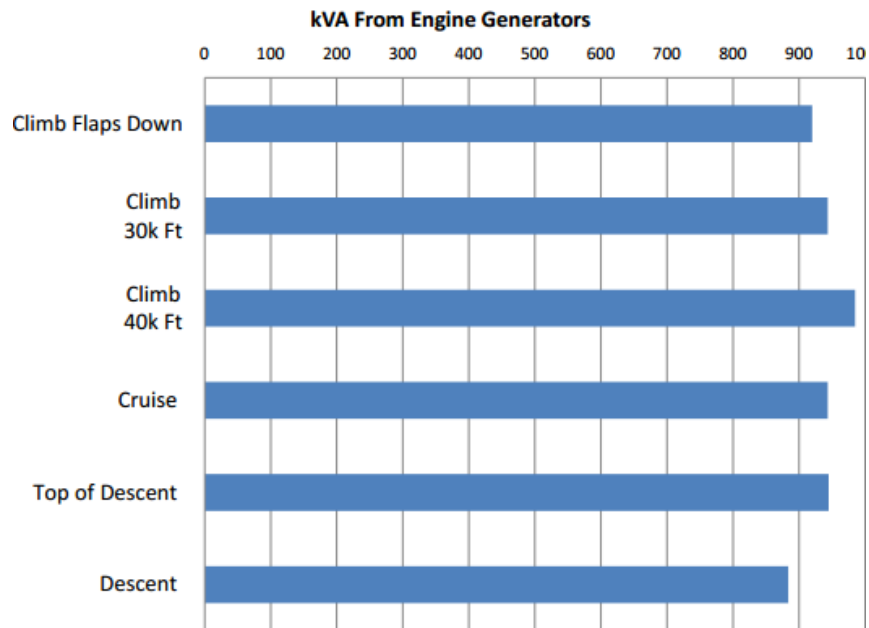


Figura 3.14.1 Potenza dei generatori in cinque diverse fasi del volo.

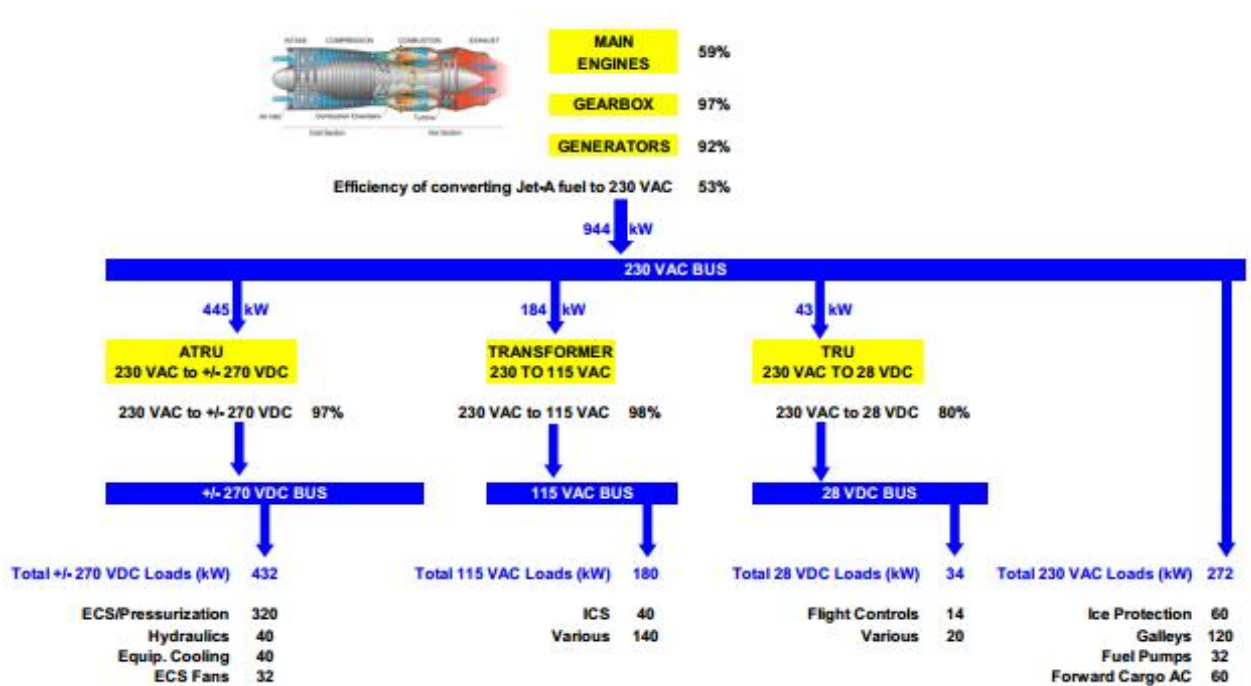


Figura 3.14.2 Esempio di rendimento e potenze per il sistema elettrico del Boeing 787.

Power User	Comments	Typical Power level
Air Conditioning	ECS	4 x 70kW+
Flight Controls	Primary and secondary	3 kW to 40kW often short duration at high loads
Fuel pumps		about 10kW
Wing Ice Protection	Thermal mats or similar	250kW+
Landing Gear	Retraction, steering and braking	25kW to 70kW short duration
Engine starting	May be used for additional applications	200kW+ short duration

Figura 3.14.3 Esempio di alcuni valori di potenza tipici delle diverse tipologie di carichi.

3.14.1 Sistema di controllo ambiente

Nel 787, l'aria esterna è pressurizzata da compressori azionati elettricamente. Alla normale altitudine di crociera tra 10000 e 11000 metri, la pressione in cabina è mantenuta a 84.1 kPa e decresce a 81,4 quando la quota sale oltre a 12000, dove la pressione esterna corrisponde a 18.8 kPa. Il carico elettrico per la pressurizzazione è il singolo carico che richiede più energia, consumando oltre il 25 % della totale energia elettrica. I motori a +/- 270 VDC sono a velocità variabile e azionano un turbocompressore che può ruotare fino a 50 krpm, incrementando notevolmente l'efficienza del sistema rispetto al classico uso di aria spillata dai propulsori.

3.14.2 Cucine

La cucina fornisce cibo e bevande per i passeggeri. Questo aereo è progettato per venire incontro alle richieste dei clienti, anche dal punto di vista culinario. Una tipica configurazione è di avere una ampia cucina nella parte posteriore, una piccola ma pur completa nella parte frontale per la prima classe, e una piccola vicina al punto medio per l'immagazzinamento delle bevande fresche. Le unità di refrigerazione, forni convenzionali e a vapore, pentole di caffè e acqua calda, possono tutti essere carichi elettrici consistenti. Il massimo carico della cucina di 120 kW e lo si può dividere in 60 kW per la cucina posteriore, 40 per quella avanti e 20 per quella di mezzo. Questi carichi sono sempre accesi tranne che per decollo e atterraggio. I forni utilizzano 230 VAC mentre gli altri carichi 115 VAC, tutti a frequenza variabile.

3.14.3 Intrattenimento

Il sistema di intrattenimento include tutta l'elettronica usata a bordo per i passeggeri, dai sistemi audio ai televisivi, ma esclude qualsiasi presa elettrica per ricaricare portatili e qualsiasi altro tipo di apparecchio elettronico. Si considera questo sistema necessita non oltre i 20 kW, prelevati dai 115 VAC a frequenza variabile.

Capitolo 4

More Electric Engine

La progressiva elettrificazione dei servizi di bordo, in accordo con il MEA, comporta un aumento dei carichi elettrici del velivolo con pesanti ripercussioni per i sistemi di generazione. Come si è visto per il Boeing 787, la capacità di generazione totale è di 1,45 MW.

Per indirizzarsi verso questi cambiamenti, molti studi sono rivolti verso il così detto More Electric Engine (MEE), nel quale il motore di avviamento e il generatore sono integrati all'interno del motore principale per generare energia elettrica e allo stesso tempo permettere l'avviamento del propulsore. In questo modo è possibile eliminare il CSG o IDG, permettendo nel MEE un'ampia frequenza di generazione. Il concetto del MEE comporterà importanti implicazioni sia meccaniche che termiche durante la fase di progettazione del motore, rendendo necessario un sistema di analisi preliminare in modo da valutare la fattibilità dell'integrazione con gli attuali problemi meccanici e ambientali.

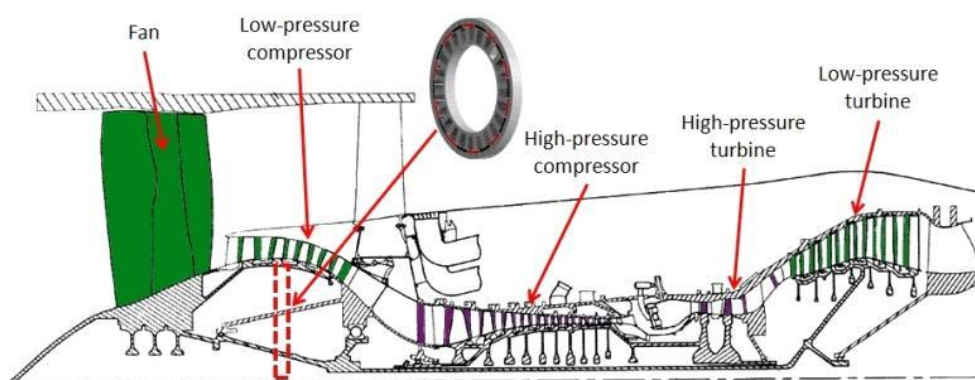


Figura 4.1 Sezione trasversale di un turbofan con indicato una posizione possibile per il collocamento del generatore.

In questa sezione saranno presi in considerazione i principali motori propulsivi e si dovranno perciò valutare le modifiche da effettuare e identificare dove la macchina elettrica può essere integrata, mettendo in evidenza restrizioni, vantaggi e svantaggi di ogni tipologia di collocamento adottata.

4.1 Generazione convenzionale di energia elettrica a bordo

In un sistema convenzionale, i componenti del sistema elettrico funzionano a differenti tensioni, sia AC che DC. Ci sono diversi sorgenti di potenza sui grandi aerei in grado di fornire energia ai carichi, garantire ridondanza e assicurare energia nei casi di emergenza come:

- generatori AC guidati dai motori principali;
- Auxiliary Power Unit (APU);
- Ram Air Turbine (RAT);
- batterie;
- sorgente esterna Ground Power Unit (GPU).

Durante le normali condizioni di volo, l'energia è generata dai generatori connessi ai motori principali attraverso il Gearbox. Quando il velivolo è parcheggiato a terra e durante il periodo di manutenzione, si può usare come fonte di energia una sorgente esterna o l'APU.

4.2 Gearbox

In un velivolo convenzionale, tutti gli accessori, come il generatore elettrico, lo starter e le pompe idrauliche sono azionate dalla potenza prelevata dall'albero del motore principale. Nella figura 4.2.1 è mostrato un esempio di Gearbox. In questo sistema la coppia meccanica viene trasferita dall'albero di alta pressione verso il Gearbox attraverso la IGB (Inlet Gearbox) o il TGB (Transfer Gearbox). Tutti questi sistemi assieme costituiscono l'ADT (Accessory Drive Train). Nella figura 4.2.1 viene mostrato il collocamento della Gearbox in un motore Trent1000 prodotto dalla Rolls Royce, con differenti colori dei vari stadi del compressore e della turbina, mettendo in risalto la tipologia trialbero tipica per la tecnologia proposta da questa casa costruttrice. Nella figura 4.2.2 si può notare la Gearbox, dove sono elencati i nomi dei vari collegamenti.

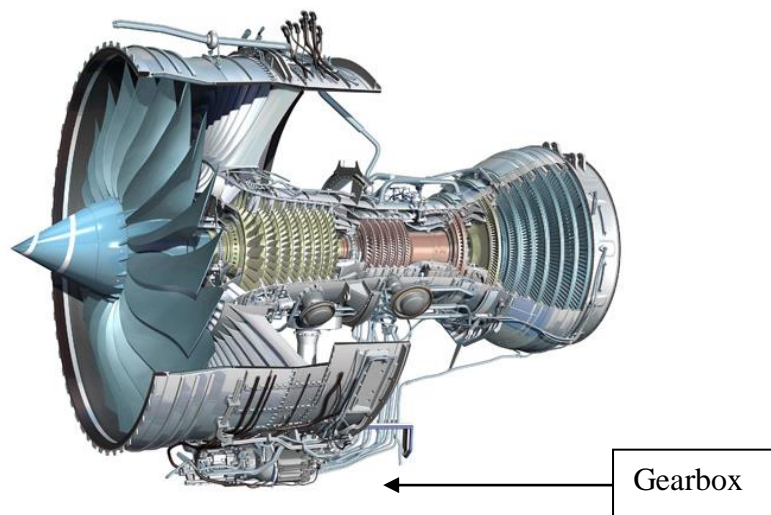


Figura 4.2.1 Collocazione della Gearbox in un motore Rolls Royce.

L'AGB consente agli accessori di essere connessi all'albero motore, permettendo in questo modo un avviamento usando una macchina elettrica. Si tratta anche di un posto

conveniente per ottenere informazioni riguardanti la velocità del motore con l'uso di un tachimetro o di sonde.

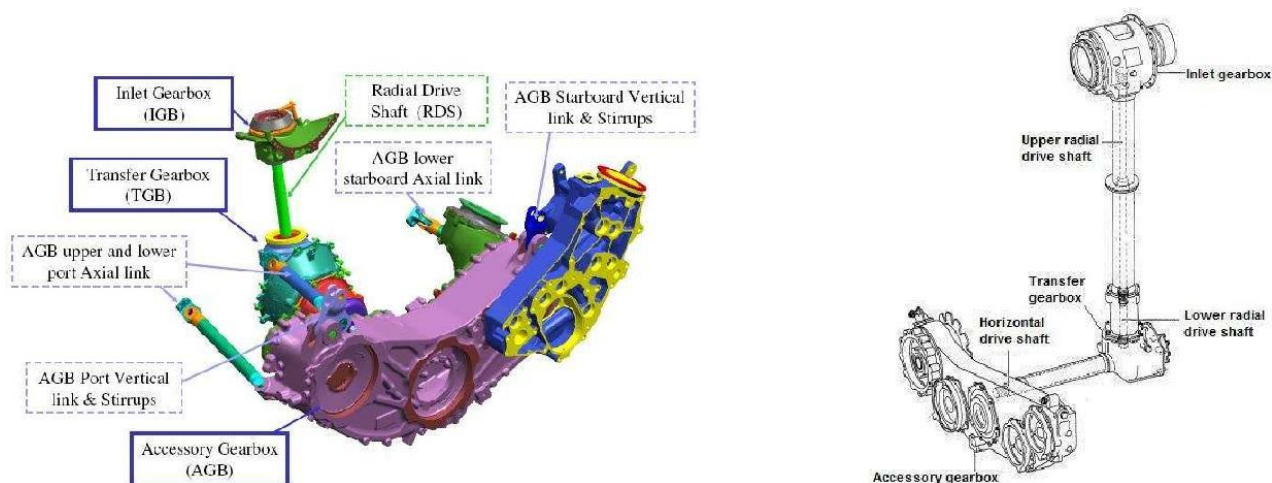


Figura 4.2.1 Esempio di una Gearbox schematica con i nomi di alcuni componenti.

Il generatore elettrico, nelle configurazioni tradizionali, è meccanicamente guidato dall'AGB attraverso un CVG (Constant Velocity Gearbox), il quale mantiene costante la velocità di rotazione del generatore, permettendo di generare una frequenza costante. Se il CVG è direttamente integrato all'interno del generatore, esso viene chiamato IDG. La velocità costante è ottenuta con un differenziale epicicloidale, una unità idraulica a spostamento variabile e una fissa che guida il generatore.

Considerando il concetto di MEA, l'uso di questo sistema non sembra essere un'ottima scelta in quanto il sistema prevede l'uso di componenti idraulici. Inoltre questo sistema richiede una manutenzione costante, particolarmente per la lubrificazione del sistema.

4.3 Generatore elettrico azionato dal motore

Oggi, i generatori usati negli aerei sono sincroni trifase con campi di eccitazione brushless. Sono realizzati con uno statore laminato, un avvolgimento trifase posto all'interno di scanalature e un rotore a poli salienti. Questa macchina così prodotta presenta alta efficienza ed è intrinsecamente stabile, perché il campo di eccitazione può essere rimosso, togliendo l'energizzazione della macchina. Nella figura 4.3.1 viene rappresentato lo schema elettrico e il principio di funzionamento di un generatore AC convenzionale.

La macchina può essere suddivisa in:

- un generatore a magneti permanenti;
- un statore eccitato che avvolge un rotore di eccitazione contenente diodi rotanti;
- un rotore di eccitazione circondato dallo statore principale.

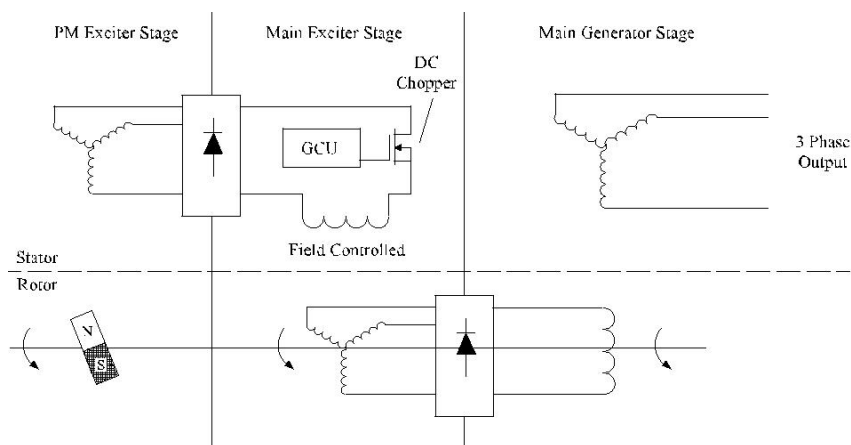
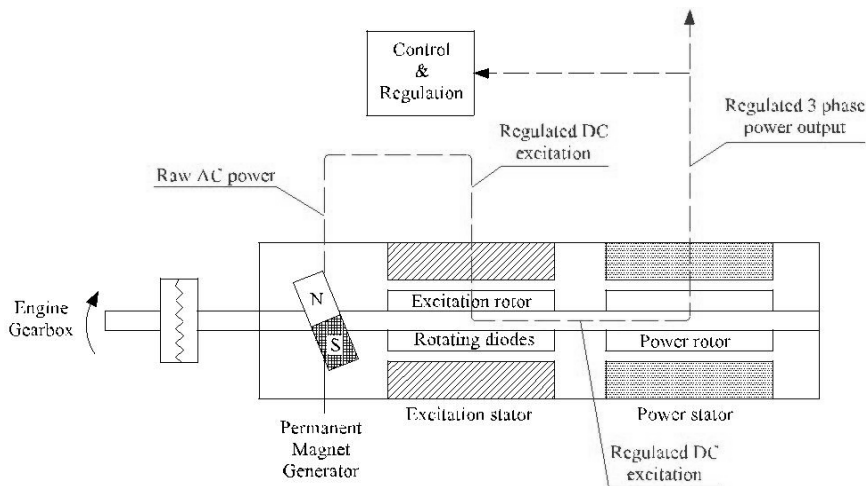


Figura 4.3.1 schema elettrico di principio di un generatore AC convezionale.

Il sistema di eccitazione di una macchina Brushless è stazionario. Nel caso di elettromagneti DC, la corrente continua può essere fornita da una sorgente esterna in DC, dall'avvolgimento principale di armatura attraverso un rettificatore, o da un piccolo generatore a magneti permanenti con un'armatura stazionaria e magneti rotanti. I magneti rotanti sono posti sull'albero del generatore principale. La tensione prodotta dalla rotazione del rotore all'interno del campo prodotto dall'avvolgimento di eccitazione dello statore, è raddrizzata attraverso dei diodi rotanti posti nel rotore. La rotazione del campo generato dal rotore induce una tensione AC nello stadio principale dello statore.

La velocità del motore varia da 7000 a 24000 rpm. La velocità dell'albero e la frequenza di uscita del generatore possono essere entrambe costanti o variabili, suddividendo i generatori in tre principali categorie:

- velocità costante e frequenza costante;
- velocità variabile e frequenza costante;
- frequenza variabile.

Nel secondo e terzo caso, la connessione meccanica con il generatore e la Gearbox è fatta senza CVG/IDG, in quanto non c'è necessità di avere una velocità dell'albero fissa.

La frequenza del flusso magnetico di rotore di un generatore sincrono con eccitazione Brushless è dipendente dalla velocità in maniera proporzionale.

Usando l'IDG invece, la frequenza di uscita del generatore è 400 Hz. Per quanto riguarda la tensione, il generatore usato è di norma trifase con connessione a stella, avente una tensione stellata di 115V e concatenata di 200 V. Nella figura 3.3.2 viene mostrato un esempio di un moderno generatore AC.



Figura 4.3.2 Esempio di un moderno generatore AC per aerei.

Per minimizzare le dimensioni complessive del generatore, il circuito ferromagnetico è realizzato con materiali a basse perdite magnetiche, come leghe di ferro-cobalto. Queste leghe possono raggiungere alti valori di induzione magnetica prima di saturare, attorno ai 2,4 T, presentando temperature di Curie molto elevate che le rendono appetibili per applicazioni a temperature sostenute. Tipica lega usata per i generatori AC è l'Hiperco 50. Simile a quest'ultima è la Vacoflux 50 (50 % Co) lega di ferro cobalto che viene usata per la produzione di un flusso a densità molto elevate, tipico uso nei motori e attuatori con coppie e forze molto elevate.

Lo statore è tipicamente equipaggiato con avvolgimenti trifase. Le scanalature, con forme ovali o trapezoidali, sono in numero variabile tra 24 e 108, e un numero di scanalature di statore per polo e fase da 4 a 10. Maggiore è il numero di cave per polo e fase, minore è il contenuto di armoniche nella forma d'onda del flusso magnetico al traferro. Inoltre, maggiore è la velocità del generatore, più basso sarà il numero di spire sulla bobina.

Per quanto riguarda il rotore, esso è di solito realizzato dello stesso materiale dello statore. Il numero di poli salienti varia da 2 a 12. Cunei metallici tra poli sono usati per proteggere gli avvolgimenti di rotore contro le forze centrifughe. Il diametro dell'albero di rotore dipende dalla velocità che deve sopportare, con problemi dinamici sempre maggiore al crescere della stessa.

Di seguito viene fornita una tabella 4.3.1 con le potenze di generazione di diversi aerei, sia civili che militari, a partire dagli anni 1990.

Generation type	Civil application		Military application	
IDG/CF	B777	2x120kVA	Eurofighter Typhoon	
[115VAC/400Hz]	A340	4x90kVA		
	B737NG	2x90kVA		
	MD-12	4x120kVA		
	B747-X	4x120kVA		
	B717	2x40kVA		
	B767-400	2x120kVA		
VSCF (Cycloconverter) [115VAC/400Hz]			F-18C/D	2x40/45 kVA
			F-18E/F	2x60/65 kVA
VSCF (DC Link) [115VAC/400Hz]	B777 (Backup)	2x20kVA		
	MD-90	2x75kVA		
VF [115VAC/380-760 Hz typical]	Gobal Ex	4x40kVA	Boeing JSF	2x50kVA
	Horizon	2x20/25kVA		
	A380	4x150kVA		
VF 230VAC	B787	4x250kVA		

Tabella 4.3.1 sistemi di generazione a bordo dei velivoli.

4.4 Generatore elettrico incorporato

Le richieste di energia elettrica a bordo crescerà drammaticamente nel futuro per via di nuovi carichi come intrattenimento, servizi di informazione, confort per i passeggeri e per nuovi carichi previsti dal MEA in particolare attuatori elettrici e sistemi di condizionamento e pressurizzazione. L'evoluzione della potenza elettrica prodotta a bordo dei velivoli viene mostrata in figura 4.4.1, mentre le taglie dei generatori elettrici scelti per i differenti tipi di aereo sono in tabella 4.4.1.

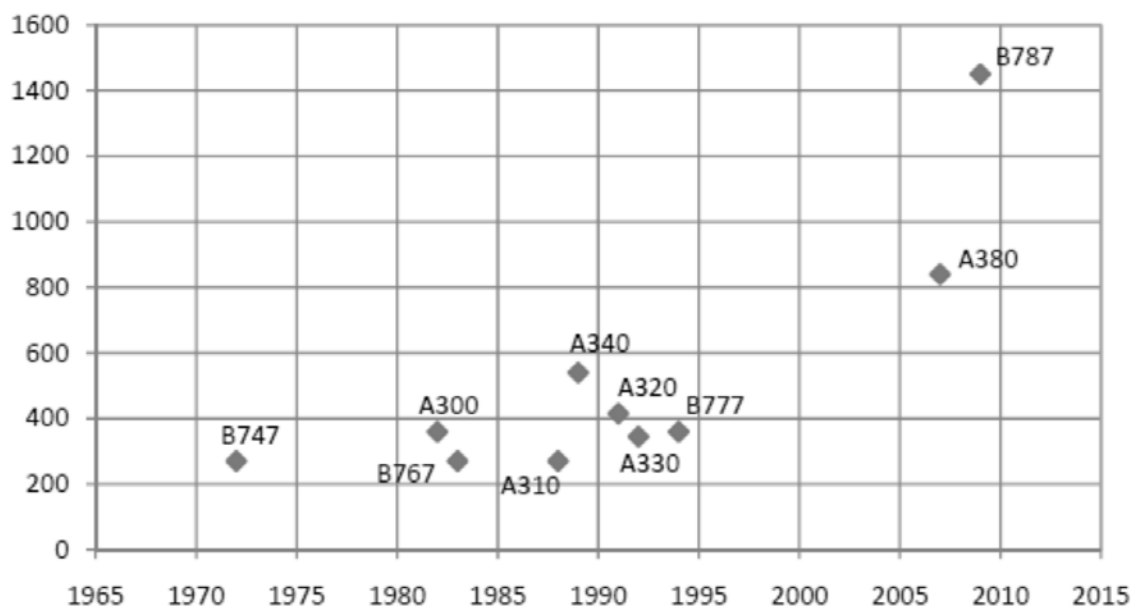


Figura 4.4.1 Potenza elettrica a bordo dei principali velivoli negli ultimi 40 anni.

AIRCRAFT	GENERATION
A300	2x90kVA (1xEngine) + 90kVA APU
B767	2x120kVA (1xEngine) + 120kVA APU
A310	2x90kVA (1xEngine) + 90kVA APU
A320	2x90kVA (1xEngine) + 90kVA APU
B747	4x120kVA (1xEngine) + 2x90kVA APU
A340	4x90kVA (1xEngine) + 115kVA APU
A330	2x115kVA (1xEngine) + 115kVA APU
B777	2x120kVA (1xEngine) + 120kVA APU
A380	4x150kVA (1xEngine) + 2x120kVA APU
B787	4x250kVA (2xEngine) + 2x225kVA APU

Tabella 4.4.1 Generatori a bordo di alcuni velivoli.

Per ridurre la complessità del sistema, la probabilità di guasti e con lo scopo di aumentare l'efficienza, ci sono diversi studi che affrontano il problema dell'inserimento del generatore elettrico direttamente all'interno del motore principale. In questo modo il IDG può essere eliminato e la velocità di rotazione del generatore non sarà più fissa, ma potrà variare entro un ampio intervallo di rotazione, stabilito dal motore principale. Questo concetto viene chiamato sotto il nome di More Electric Engine (MEE).

Il moderno turbofan è un sistema complesso e ben ottimizzato. L'integrazione della macchina elettrica cambierà il flusso dell'aria all'interno della carcassa, modificando

l'efficienza del propulsore. Quindi il MEE comporta una revisione dei componenti meccanici e termici del turbofan in modo da ottimizzarne il funzionamento.

Il progetto di un motore è un compito difficile, complesso e che impegna molto tempo agli ingegneri aerospaziali. L'effettiva fattibilità di un generatore incassato deve essere prima analizzata e studiata. In questo modo, uno sviluppo futuro di un accurato progetto per un motore con un generatore integrato può essere pianificato dai produttori di motori aerospaziali.

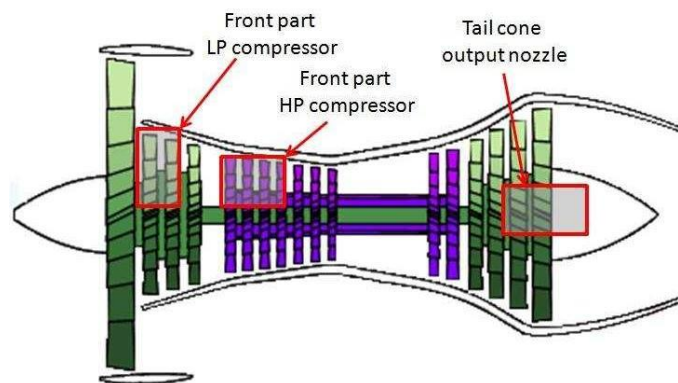


Figura 4.4.2 Possibili integrazioni della macchina elettrica.

Come mostrato nella figura sovrastante, la macchina elettrica può essere posizionata all'interno in differenti posizioni, sia prima che dopo la camera di combustione. In particolare, il generatore può essere azionato o attraverso l'albero di bassa pressione (LP) o con quello di alta pressione (HP). Se invece il propulsore presenta una tipologia tri-albero allora c'è la possibilità di usare anche l'albero di media pressione (IP). Queste possibilità portano a differenti vantaggi e svantaggi, come dimensioni, velocità e condizioni ambientali di lavoro. Quando si usa lo stadio a bassa pressione, il generatore presenta velocità di rotazione più bassa, e quindi maggiori dimensioni radiali per raggiungere lo stesso livello di potenza rispetto all'altra soluzione. Tuttavia, l'albero LP presenta condizioni di lavoro migliori, soprattutto per la temperatura di lavoro, rispetto all'albero HP che si trova vicino alla camera di combustione. Se viene posizionato nel cono di uscita, la temperatura potrebbe essere veramente alta, a causa della combustione precedentemente avvenuta.

Normalmente l'albero LP connette il compressore LP, la turbina LP e la ventola. In questo caso, con un appropriato progetto, si può sfruttare l'effetto del flusso d'aria per generare elettricità a seguito di un guasto del motore. Tuttavia, dato che la rotazione della ventola a motore spento è bassa, l'intervallo di lavoro del generatore deve essere estremamente alto. Nel caso di integrazione nell'albero HP o IP, il generatore è caratterizzato da un minor peso e necessita di un minor spazio dovuto alla maggior velocità di rotazione. In più questo permette di usare la macchina come starter, evitando di usare il sistema pneumatico per l'avviamento. In ogni modo, a causa dell'alta inerzia del gruppo turbina compressore, è

richiesto un motore in grado di sviluppare elevata coppia sin dalla partenza. L'unico vero problema di questa posizione è l'elevata temperatura in cui si trova ad operare la macchina. È importante ricordare che l'accensione del motore principale è possibile solamente avviando l'albero HP o IP, in quanto il rapporto di compressione che si raggiunge con il compressore LP non è sufficiente a generare l'accensione del combustibile.

4.5 Macchine elettriche per MEE

Le più comuni macchine elettriche proposte per il MEE sono la macchina Switched Reluctance (SR) o a riluttanza commutata e la Permanent Magnet (PM).

La macchina a riluttanza commutata è caratterizzata da un'alta tolleranza al guasto, alta robustezza e semplicità costruttiva. Il principale svantaggio di questa tipologia di macchina è la minore densità di potenza e coppia se paragonate con le macchine PM, alte perdite di ventilazione, minor traferro e la necessità di un convertitore più complicato.

Le macchine a magneti permanenti possono invece essere progettate in diversi modi, con magneti montati sulla superficie, geometria a flusso concentrato, tipologie a flusso radiale o assiale ecc.. Le caratteristiche che la distinguono dalle altre sono: alta densità di potenza, basse perdite di rotore e alto numero di poli. Lo svantaggio predominante è l'intolleranza alle alte temperature, dovuta alla presenza dei magneti nel rotore. Un 'altro importante aspetto da non sottovalutare è il flusso magnetico dei magneti permanenti, che non si spegne in caso di guasto.

Altra tipologia interessante di macchina per queste applicazioni è la macchina ibrida, realizzata con un rotore in due parti, uno composto da magneti montati sulla superficie e una a sezione con riluttanza variabile. In questo modo si ottiene un'elevata coppia a basse velocità e un'alta induttanza sull'asse diretto. Un alto valore di induttanza sull'asse diretto permette una potenza costante per un certo intervallo di velocità, utilizzando una strategia a campo indebolito. Questa caratteristica la rende adatta per via del fatto che la velocità dell'albero non è costante.

4.6 Soluzione Rolls Royce

La Rolls Royce ha progettato due tipi di macchine elettriche che funzionano sia da generatori che da starter. Viene scelto un progetto di una macchina PM e SR, posizionate nella zona del cono del motore, e nonostante le critiche condizioni a cui deve lavorare, la scelta è dettata dalla facilità di installazione e di manutenzione. Entrambe le soluzioni sono state progettate per generare 25 KW nelle condizioni di windmilling, ossia a motore spento in volo, e una potenza nominale raggiungibile in normali condizioni di volo maggiori di 150 KVA.

Viene di seguito presentato il confronto tra 3 differenti generatori PM posizionati sul cono di coda del motore, due dei quali direttamente collegati all'albero LP e il terzo connesso attraverso una Gearbox.

4.6.1 Generatore a magneti permanenti

Le specifiche principali per questo progetto sono riportate in tabella 4.6.1.1. La potenza nominale della macchina deve essere di 250 kW, con un intervallo di funzionamento tra i 1050 e 3100 rpm a motore acceso. In caso di guasto del motore principale, deve comunque garantire una produzione di potenza elettrica di 25 kW a 250 rpm, sfruttando il flusso d'aria che entra nella fan quando l'aereo si trova in volo. L'albero di bassa pressione è soggetto a un ampio intervallo di velocità, tra 1050 e 3100 rpm. Questo comporta pesanti implicazioni per il progetto del generatore e del convertitore e per un generatore a magneti permanenti implica un sofisticato controllo della tensione.

Potenza continua di uscita	250kW
Intervallo di velocità	1050 to 3100 rpm
Potenza di emergenza	25kW at 250 rpm
Raffreddamento	Aria di By-pass
Locazione	Cono di coda del motore
Massima temperatura dello statore	200°C
Massima temperatura del rotore	150°C

Tabella 4.6.1.1 Principali caratteristiche del generatore connesso all'albero di bassa pressione.

Il generatore PM direttamente azionato dal motore, è progettato con 28 poli e 40 cave di statore, 5 fasi con una potenza di 250 kW. In figura 4.6.1.2 viene rappresentata una sezione trasversale di un quarto di macchina.

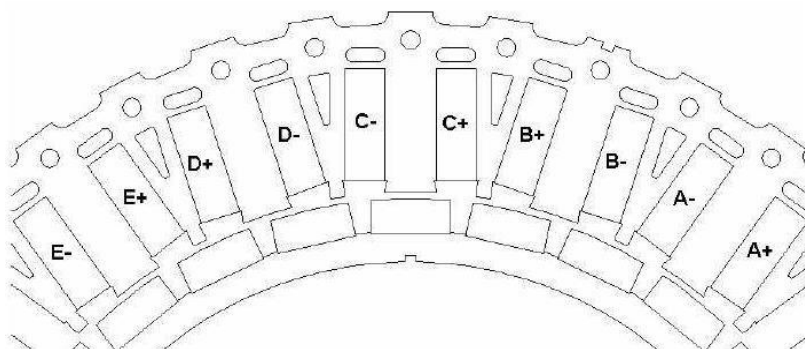


Figura 4.6.1.2 Sezione trasversale di un quarto di macchina a 5 fasi.

Sono state prodotte differenti versioni del progetto, per il raffreddamento con aria oppure olio. In entrambi i casi, il generatore è progettato con un avvolgimento modulare tollerante al guasto, dove ogni bobina è avvolta attorno a un singolo dente. I principali parametri sono elencati in tabella 4.6.1.3. L'adozione di un generatore a cinque fasi realizza un alto

livello di ridondanza parziale. Idealmente un guasto in una fase del generatore sarà limitato a una fase, mentre le rimanenti quattro fasi continueranno a operare fornendo l'80% di potenza senza eccessivi sbilanciamenti sulla corrente della rete DC o sul ripple della coppia. La tolleranza al guasto è assicurata avendo un'alta reattanza e un minimo accoppiamento tra le fasi, minore del 1 %.

L'effettivo traferro di 3 mm include 1 mm di rivestimento in inconel o fibra di carbonio per sopportare i magneti, più 1 mm opzionale di schermo in rame montato al di sotto del rivestimento. Il sistema di rivestimento opera all'interno di limiti meccanici e di temperatura.

L'avvolgimento di armatura comprende conduttori di rame rettangolari, i quali massimizzano il fattore di riempimento della cava e il trasferimento di calore verso il ferro di statore. Tuttavia, con le dimensioni richieste dai conduttori, le perdite che si presentano oltre l'intervallo di frequenza richiesto sono proibitive ed è preferibile avvolgere i conduttori usando un conduttore rettangolare Litz, usato per ridurre l'effetto pelle per frequenze da pochi kHz a circa 1 MHz.

	Raffreddamento olio	Raffreddamento aria
Potenza nominale	250 kW	250 kW
Velocità base	1050 rpm	1050 rpm
Frequenza base	245 Hz	245 Hz
Numero di poli	28	28
Numeri di cave	40	40
Magneti	Sm ₂ Co ₁₇	Sm ₂ Co ₁₇
Traferro	3.0 mm	3.0 mm
Statore OD	464 mm	544 mm
Foro statore	350 mm	400 mm
Numero fasi	5	5
Caratteristiche a velocità base		
EMF/fase	136.7 V	145.8 V
Corrente/fase	385 A	361 A
Densità di corrente	10.6 A/mm ²	5.6 A/mm ²
Efficienza a pieno carico	95.1 %	96.7 %

Tabella 4.6.1.3 Parametri principali del generatore direttamente collegato all'albero con due diversi tipi di raffreddamento.

L' aumento di temperatura degli avvolgimenti sia per la macchina raffreddata ad aria che ad olio è stato stimato usando un semplice modello termico rappresentante il percorso del trasferimento di calore dal conduttore Litz attraverso il rivestimento delle cave e il ferro. È da notare che perfino nella macchina raffreddata ad olio, un modesto flusso di aria nel traferro è richiesto per raffreddare i magneti.

Il picco di temperatura degli avvolgimenti, usando olio di ingresso a 100 °C e di circa 240 °C, che si trova all'interno dei limiti accettabili per i sistemi di isolamento proposti.

Il generatore raffreddato ad aria è circa il 60 % più pesante del raffreddamento ad olio, riportato in tabella 4.6.4.1, dovuto principalmente a una minore densità di corrente. Le richieste per il raffreddamento ad aria è basata sulla convinzione che un futuro More Electric Engine potrebbe essere progettato con cuscinetti magnetici attivi e questo aumenterà la probabilità di un motore privo di olio.

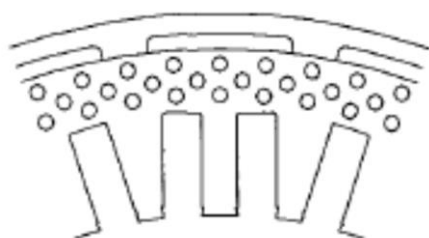


Figura 3.6.1.2. Condotti per il raffreddamento ad aria dello statore.

Così come cresce il diametro e la lunghezza attiva, la macchina raffreddata ad aria ha una sezione del nucleo più profonda. Questa extra profondità del nucleo, è usata per contenere i condotti ad aria assiale, usando aria spinta dalla fan di bypass. L'aria passa attraverso questi condotti di raffreddamento di statore, come attraverso il traferro e condotti paralleli attorno al diametro esterno dello statore. Il calcolo dell'aria di raffreddamento è stato eseguito per varie temperature e pressioni coprendo un ampio intervallo di condizioni di lavoro del motore.

4.6.2 Generatore ad olio con Gearbox

È stata sviluppata un'alternativa con un generatore a magneti permanenti ad alta velocità con lo scopo di produrre un generatore più piccolo e leggero rispetto alla soluzione a collegamento diretto. I parametri principali sono riportati nella tabella 4.6.2.1. L'intervallo di funzionamento scelto è compreso tra 10500 e 31000 rpm, il quale implica una Gearbox con rapporto 10:1 azionata dall'albero a bassa pressione.

La macchina sarà raffreddata ad olio usando l'olio di lubrificazione usato nella Gearbox. Con l'aumento della velocità si può ottenere una significativa riduzione nelle dimensioni del generatore, soprattutto riguardo al diametro, ma questo implica maggiori stress nel rotore e conseguentemente un minor spessore nel rivestimento del rotore e un maggior traferro. La macchina ad alta velocità non favorisce di certo un progetto con avvolgimenti modulari tolleranti al guasto. Un tale avvolgimento necessita di solito di 14 o più numeri di poli, per esempio 5 fasi, 20 cave e 14 poli, che comporterebbe operazioni a frequenze molto alte, sopra i 3617 Hz, considerate troppo alte per un convertitore PWM di queste taglie. La macchina ad alta velocità deve essere quindi progettata con un doppio avvolgimento trifase. Questo non fornisce una piena tolleranza al guasto ma offre una ridondanza parziale.

Potenza nominale	250 kW
velocità base	10500 rpm
Frequenza base	535 Hz
Numero di poli	6
Numero di cave	36
Magneti	Sm ₂ Co ₁₇
Traferro	9.0 mm
Statore OD	206 mm
Foro di statore	148 mm
Numero di fasi	2 x 3

Tabella 4.6.2.1 Parametri principali del generatore accoppiato al motore attraverso una Gearbox.

Per questo progetto, c'è una richiesta di circa 7 mm rivestimento a fibra di carbonio per supportare i magneti, quindi un traferro di 9 mm, consentendo 1 mm di schermo di rame e 1 mm di gioco meccanico.

Velocità	10500 rpm	31000 rpm
Potenza	250 kW	250 kW
Frequenza	525 Hz	1550 Hz
EMF per fase	59.2 V	174.8 V
Corrente di fase	720 A	478 A
Densità di corrente	11.2 A/mm ²	7.4 A/mm ²
efficienza	96.9 %	96.9 %

Tabella 4.6.2.2 Caratteristiche del generatore ad elevata velocità.

Mentre questo progetto non favorisce un progetto tollerante al guasto, l'applicazione favorisce un'alta reattanza di sincronismo per facilitare il controllo di tensione durante la gamma di velocità di volo. Aumentare la reattanza, significherebbe sia aumentare il carico elettrico eccedendo i limiti di temperatura per l'isolamento, sia aumentare significativamente la profondità dell'apertura di cava e la massa del ferro di statore. Per non avere un'eccessiva tensione ai morsetti della macchina a piena velocità, la EMF alla velocità minima deve essere ridotta come mostrato in tabella 3.6.2.2.

4.6.3 Confronto di peso

I pesi stimati sono comparati per tutti i tre progetti in tabella 4.6.3.1. Il peso del generatore ad alta velocità prende in considerazione i cuscinetti e le piastre terminali, mentre quelli accoppiati direttamente presentano rotore e statore direttamente attaccati alla parte posteriore del motore.

La macchina più leggera viene dal progetto della macchina ad alta velocità, ma i vantaggi derivanti dalla riduzione del peso sono in parte compromessi dal peso richiesto dai cavi e dai convertitori addizionali.

	Raffreddamento aria	Raffreddamento olio	Raffreddamento olio
Peso attivo	201 kg	128 kg	52kg
Peso totale	257 kg	165 kg	79 kg
Peso Gearbox	-	-	25 kg
Generatore + Gearbox	257 kg	165 kg	124 kg

Tabella 4.6.3.1 Confronto tra i pesi delle diverse macchine

4.6.4 Tolleranza al guasto

Questo ha portato a definire la macchina a magneti permanenti come una ottima opzione attrattiva per il generato collegato all'albero di bassa pressione. Qualsiasi esigenza per ottenere la tolleranza al guasto favorisce chiaramente il progetto ad azionamento diretto. Questi progetti a 5 fasi sono potenzialmente tolleranti verso un corto circuito. Per contro, la macchina ad alta velocità raggiunge una significativa riduzione di peso ma non offre una soluzione a piena tolleranza al guasto. Particolare attenzione deve essere rivolta al livello di tensione nel caso di un guasto alla massima velocità che provochi un circuito aperto a valle del generatore. Queste condizioni anormali hanno particolari implicazioni per l'isolamento del generatore e per il progetto del convertitore.

4.6.5 Perdite del rotore

Le perdite di rotore hanno implicazioni per la temperatura di lavoro dei magneti e anche la temperatura dei rivestimenti. Quindi devono essere prese delle misure per minimizzare le perdite e assicurare un sufficiente flusso di aria attorno al rotore per il raffreddamento. Il bisogno di minimizzare le perdite favorisce l'uso di un convertitore PWM operante con una corrente di azionamento quasi sinusoidale. Tuttavia, l'avvolgimento modulare, come proposto per la macchina tollerante al guasto senza Gearbox, dà luogo a significanti armoniche MMF di statore e di conseguenza flussi armonici di armatura che penetrano i magneti e il nucleo di rotore.

I flussi armonici di armatura possono essere minimizzati usando un cilindro sottile di rame al di fuori del rotore. Altro modo per ridurre le perdite può essere ottenuto attraverso la laminazione del nucleo e la suddivisione dei magneti.

4.6.6 Capacità di generazione in caso di emergenza

Tutti i progetti presentati sono in grado di produrre almeno 25 kW in caso di emergenza a una velocità di rotazione di 250 rpm nel caso si verifichi un guasto al motore o venga

esaurito il combustibile. La disponibilità di potenza elettrica di questo tipo elimina il requisito di avere una RAM comunemente usata oggi.

4.6.7 Caratteristiche a confronto

Lo studio ha mostrato che un generatore a magneti permanenti accoppiato con un convertitore PWM incontra le necessità per un generatore accoppiato con l'albero di bassa 'pressione. Esso anche soddisfa le richieste per un ampio margine di velocità. L'azionamento diretto è disponibile per entrambe le macchine raffreddate ad aria o olio, ma l'opzione ad olio risulta essere più leggera e compatta. Il generatore con ingranaggi offre un minor peso del 16 %, ma la tolleranza al guasto che si ottiene è minore rispetto ai casi precedenti. Di seguito sulla tabella 4.6.7.1 riporta le caratteristiche principali delle tre tipologie di generatori appena discusse.

	Oil-cooled	Air-cooled	Geared
Rated power	250kW	250kW	250kW
Base speed	1050rpm	1050rpm	10500rpm
Base frequency	245Hz	245Hz	525Hz
Number of poles	28	28	6
Number of slots	40	40	36
Magnet type	Sm ₂ Co ₁₇	Sm ₂ Co ₁₇	Sm ₂ Co ₁₇
Effective airgap	3.0mm	3.0mm	9.0mm
Stator OD	464mm	544mm	206mm
Stator bore	350mm	400mm	148mm
Number of phases	5	5	2x3ph
Active weight	128kg	201kg	52kg
Total weight	191.4kg	257kg	161.2kg
Performance at base speed			
EMF/phase	136.7V	145.8V	59.2V
Current/phase	385A	361A	720A
Current density	10.6A/mm ²	5.6A/mm ²	11.2A/mm ²
Full load efficiency	95.1%	96.7%	96.9%

Tabella 4.6.7.1 Principali parametri e prestazioni dei generatori.

4.7 Progetto POA

Nel progetto POA, sono stati costruiti due prototipi di macchine elettriche, una PM per l'albero HP e una SR per il cono di coda. Riguardo la macchina PM, lo studio è stato condotto dalla Rolls Royce, dove il motore a combustione è caratterizzato da una configurazione trialbero. La macchina a magneti permanenti è progettata per una connessione con l'albero HP, in modo da ottenere anche la funzione di avviamento per eliminare il sistema pneumatico.

Le richieste per il generatore, sono la capacità di sviluppare una coppia di 350 Nm a 4000 rpm e una potenza meccanica massima di 180 kW a 8800 rpm. Nel funzionamento da generatore a regime deve sviluppare 100 kW a una velocità variabile tra 9100-15000 rpm. Tuttavia, durante i test del prototipo costruito, considerando l'alta coppia necessaria per l'avviamento, il sistema può generare 150 kW a servizio continuo.

La temperatura ambiente e la pressione dell'aria nelle posizioni installate, sono rispettivamente di 330 °C e 5 bar. La soluzione PM, anche se caratterizzata da un'elevata sensibilità alle temperature sui magneti, è stata scelta dalle autorità competenti per la robustezza e abilità di avere un ampio traferro senza sovradimensionare le sue parti elettromagnetiche.

Per evitare la smagnetizzazione dei magneti alle alte temperature, il rotore è raffreddato internamente dalla circolazione di olio. Per garantire una maggiore sicurezza della macchina quando è in presenza di un corto circuito, gli avvolgimenti sono stati dimensionati per sostenere permanentemente un corto trifase senza sovratemperature. Tuttavia, a causa delle alte temperature ambiente, le cave di statore sono isolate dall'ambiente attraverso un rivestimento in materiale ceramico. Per rispettare il livello di affidabilità richiesto dalle applicazioni, gli avvolgimenti di statore sono divisi in tre sottogruppi in modo da presentare una certa ridondanza.

Il rotore ha 12 poli e un diametro esterno di 265mm. Il peso totale è di 88 kg.

La macchina 150 kW SR prevede un'integrazione nel cono della coda del motore per essere connessa con l'albero di bassa pressione. In accordo con il programma POA, deve garantire una potenza di 150 kW per velocità maggiori a 1050 rpm e deve generare in condizioni di windmilling 25 kW con velocità della fan maggiori di 150 rpm.



Figura 4.7.1 Esempio di statore e rotore della macchina SR del progetto POA

Il generatore è raffreddato da olio, con una massima temperatura di ingresso pari a 110 °C. Il generatore è a 8/6 poli con un diametro di statore esterno di 236 mm e una lunghezza di 185 mm. Il materiale ferro magnetico è una lega di ferro cobalto, per ottenere massime densità di potenza e un conduttore Litz è usato per minimizzare le perdite di energia alle alte frequenze.

Un eccitatore PM è montato sull'albero per fornire eccitazione iniziale al generatore principale SR. L'eccitatore PM può essere usato anche per stabilire la posizione del rotore. Il peso totale dichiarato è di 105 kg. Nella figura 4.7.1, un esempio di statore e rotore per la

detta macchina viene riportato. Nella tabella 3.7.1 vengono fornite le principali caratteristiche delle macchine sviluppate dal progetto POA.

	POA PM	POA SR
Albero di connessione	Albero HP	Albero LP nel cono di coda
Tipo di macchina	PM	SR
Potenza/velocità	150 kW 9000-15000 rpm generatore 180 kW 8800 rpm motore 350 Nm a 4800 rpm	150 kW a 1050 rpm
Dimensioni	Massimo diametro esterno 410 mm	Massimo diametro esterno 236 mm
Peso attivo	88 kg	105 kg
Temperatura ambiente	330 °C	140 °C
Raffreddamento	-	olio
Coppia	350 Nm - 4800 rpm	-

Tabella 4.7.1 Caratteristiche delle macchine PM e SR del progetto POA.

4.8 Tipologie di macchine elettriche

Considerando gli aspetti tecnici discussi precedentemente, ci sono diverse accorgimenti da considerare per la scelta della possibile macchina elettrica utilizzabile in questa applicazione:

- massimo volume disponibile per il collocamento;
- minimizzazione della massa della macchina;
- ambiente di lavoro, soprattutto per le alte temperature presenti;
- tolleranza ai guasti;
- tempo previsto prima di un possibile guasto;
- possibilità di lavorare come generatore e motore.

È stato preso in considerazione il motore a magneti permanenti per una serie di vantaggi che sono rilevanti per questa applicazione come:

- basse perdite di rotore;
- alta densità di potenza;
- alta efficienza se comparata con le altre macchine;
- possibilità di progettare macchine ad alto numero di poli riducendo la lunghezza degli avvolgimenti di testa.

I principali svantaggi sono la presenza dei magneti sul rotore, che presentano una riduzione delle caratteristiche magnetiche al crescere della temperatura fino ad aggiungere la temperatura di Curie in cui si annullano. Inoltre è impossibile spegnere il flusso di rotore nel caso si presentasse un corto circuito nelle spire di statore, con la conseguenza di una corrente di corto molto elevata che può essere limitata in fase progettuale qualora il progetto preveda un'alta reattanza di sincronismo. Tuttavia è importante ricordare che c'è una critica limitazione per quanto riguarda la reattanza di sincronismo: un'eccessiva reattanza comporta un'eccessiva regolazione nel voltaggio e quindi limita la massima potenza in uscita dalla macchina.

Tuttavia, questa categoria di macchine è stata scelta per soddisfare le richieste delle applicazioni che richiedono il minor peso e volume possibili. L'alta temperatura di lavoro viene presa in considerazione nel momento della scelta dei materiali da adottare. Il compito della limitazione della corrente di guasto in caso di corto circuito spetta al convertitore statico a cui è accoppiato.

La capacità di tolleranza al guasto è stata aumentata impiegando appropriati avvolgimenti frazionati in scanalature separate magneticamente, termicamente e fisicamente. In questo modo si minimizza la propagazione del guasto tra fasi, riducendo anche la lunghezza delle connessioni di testa, riducendo il volume occupato, peso e perdite Joule di statore.

Capitolo 5

Forza aerodinamica

5.1 Aerodinamica

L'aerodinamica è una scienza derivata della fluidodinamica che studia la dinamica dei gas, in particolare dell'aria, e la loro interazione con corpi solidi. La risoluzione di un problema di aerodinamica comporta generalmente la risoluzione di equazioni per il calcolo di diverse proprietà dell'aria, come ad esempio velocità, pressione, densità, e temperatura. Uno dei risultati più importanti dell'aerodinamica è la determinazione delle forze aerodinamiche che agiscono su un corpo. Il loro calcolo preciso è di importanza fondamentale nel progetto di un velivolo, di una barca o di un'autovettura. In particolare, su un velivolo in condizioni di volo orizzontale rettilineo uniforme agiscono tre forze: il peso, la spinta dei motori e la forza aerodinamica risultante. Questa ultima forza si divide per convenzione in due componenti, una di portanza e una di resistenza.

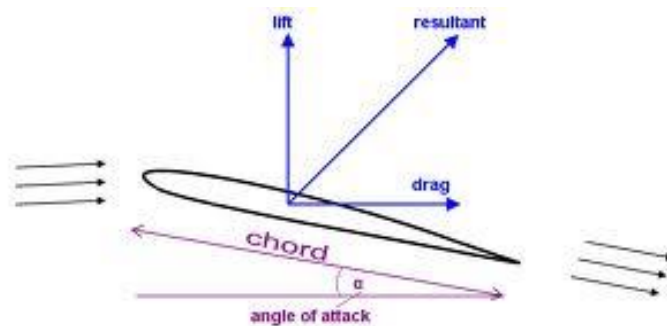


Figura 5.1.1 Esempio di portanza, resistenza e angolo di attacco di un profilo alare.

Giusto per dare l'idea, si darà di seguito una semplice descrizione di cosa sono le due forze principali in questione, senza entrare troppo nei dettagli sull'argomento, in modo da trovare un'equazione che permetta di determinare la forza che in linea di massima deve sviluppare un attuatore per muovere una determinata superficie.

5.2 Portanza

La portanza, che indicheremo con F_z , è definita come la forza aerodinamica agente in direzione verticale, in verso opposto alla forza di gravità, normalmente perpendicolare alla direzione del moto del velivolo. È proprio questa forza che permette a tutti gli aerei di vincere la forza di gravità e di mantenersi in volo. Essa è positiva se orientata verso l'alto, negativa se verso il basso. In questo caso viene chiamata deportanza ed è molto usata in ambito automobilistico. È di importanza fondamentale anche nei velivoli, non tanto durante il volo rettilineo, ma per il ruolo che gioca quando l'aereo deve scendere di quota senza acquistare troppa velocità.

La portanza è equivalente alla differenza di pressione fra la parte inferiore e quella superiore del profilo. La particolare forma del profilo alare permette di avere una differenza di velocità del fluido fra l'estradosso (parte superiore) e l'intradosso (parte inferiore), che determina, secondo il principio di Bernoulli, la differenza di pressione.

5.3 Resistenza

La forza resistente, che indichiamo con F_x ha direzione parallela, opposto al moto del velivolo e quindi fa parte della forza dissipativa. Si compone fondamentalmente di quattro termini:

- resistenza di attrito;
- resistenza di forma;
- resistenza indotta;
- resistenza d'onda.

La resistenza di attrito è dovuta alle forze viscosse che si scambiano il corpo ed il fluido in moto relativo. Se un fluido è viscoso, le particelle di fluido a contatto con il corpo dovranno essere in moto con il corpo stesso (condizione di aderenza). Il corpo quindi eserciterà sulle particelle di fluido più prossime ad esso un'azione accelerante, e per reazione, il fluido esercita un'azione frenante. Dunque il corpo sarà soggetto alla forza resistente, in funzione della superficie bagnata, della velocità relativa e della viscosità. Solo una zona di fluido, in prossimità della superficie, risente del cambiamento di velocità. Questa zona è chiamata strato limite di quantità di moto ed è una divisione ideale.

Giusto per ricordare, la viscosità dell'aria non è costante, come mostrato in figura 5.3.1, ma varia con la temperatura, anche se per un intervallo che va da -50° a $+60^\circ$, il valore cambia di un $\pm 5\%$ rispetto al valore che possiede a 0° .

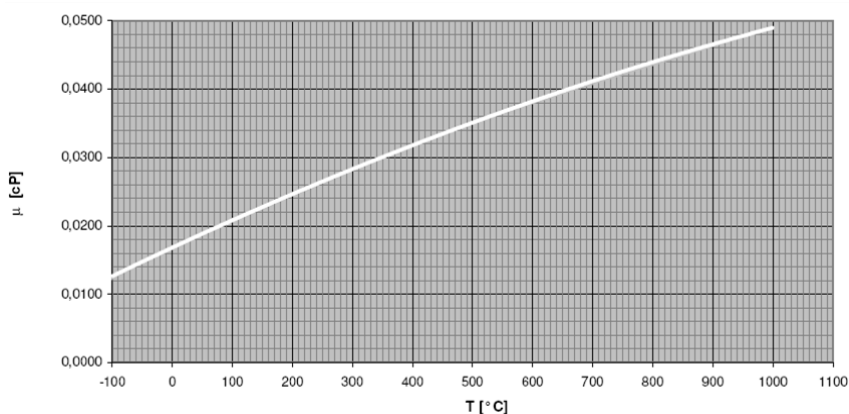


Figura 5.3.1 variazione della viscosità al crescere della temperatura.

La resistenza di forma è dovuta comunque alla viscosità del fluido, ma attraverso il meccanismo della separazione delle linee di flusso. Se il fluido non fosse viscoso le linee

di corrente sarebbero simmetriche rispetto al corpo e genererebbero campi di velocità e pressione identici tra monte e valle del corpo. A causa della viscosità il fluido perde energia aggirando il corpo e ciò dà luogo a una separazione delle linee di flusso. Per tutti i corpi avviene la separazione, ma per i corpi affusolati è molto minore rispetto ai corpi tozzi.

La resistenza indotta è dovuta alla presenza della portanza. Sull'estradosso del profilo la pressione è inferiore all'intradosso e in tali condizioni il flusso d'aria tenderà a passare dall'intradosso all'estradosso dove questo è possibile. In un profilo di lunghezza finita questo si verifica in corrispondenza delle estremità alari. Per questo motivo, di norma, si trova sulla fine dell'ala un dispositivo detto aletta d'estremità o winglet che migliora l'efficienza dell'ala diminuendo la resistenza indotta. Un esempio di questo effetto viene mostrato in figura 6.3.2, dove nell'ala destra è presente il winglet e a sinistra no. La resistenza in presenza della winglet nell'ala destra, viene notevolmente ridotta.



Figura 5.3.2 Effetto dell'ala di estremità sulla resistenza indotta.

La resistenza d'onda è presente solo quando si vola a M (mach) >1 , cioè a velocità superiore a quella del suono attraverso un fluido comprimibile. L'effetto comincia a sentirsi per velocità maggiori di $0,85 M$. Si può vedere nella figura 5.3.3 che questa resistenza ha un andamento che cresce molto velocemente dopo $0,85$ Mach e ha un culmine attorno ad 1 , e poi scende. Per velocità sopra Mach 2 scende molto lentamente. Per dare un esempio, l'unico vero aereo civile con velocità supersonica era il Concorde, con una velocità di crociera di $2,02$ Mach.

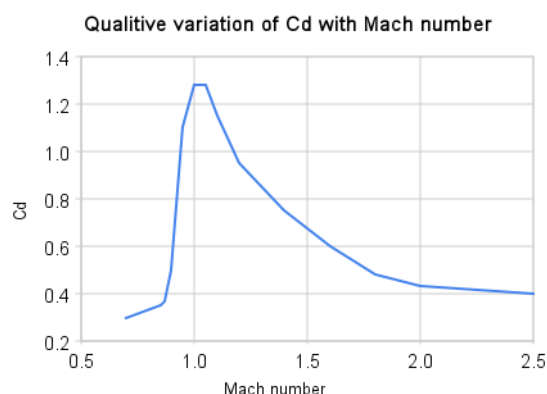


Figura 5.3.3 Andamento della resistenza d'onda con la velocità.

5.4 Determinazione dei coefficienti

Le due forze, resistenza e portanza, si possono esprimere in maniera semplice ma comunque valida per il nostro scopo:

$$F_x = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_x \quad (1)$$

$$F_z = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_z \quad (2)$$

Dove S è la superficie, V è la velocità dell'aereo, ρ è la densità dell'aria, mentre C_z e C_x sono i coefficienti di portanza e attrito che dipendono dall'angolo d'attacco θ e dal coefficiente λ . I modi con cui si determineranno i due coefficienti vengono brevemente riportati di sotto.

5.4.1 Coefficiente C_z

Il coefficiente C_z viene di seguito riportato:

$$C_z = C_{l\alpha} \left(\frac{\lambda}{2 + \lambda} \right) \alpha = \frac{2\pi\alpha\lambda}{2 + \lambda} \quad (3)$$

Si può notare che C_z viene determinato dal coefficiente $C_{l\alpha}$, riferito al coefficiente di portanza approssimato secondo la teoria del profilo alare sottile (thin airfoil theory) che relaziona l'angolo di attacco α con la portanza per un fluido incompressibile e non viscoso definita attorno agli anni 20 del secolo scorso. La teoria idealizza il flusso d'aria attorno ad un profilo alare con un flusso bidimensionale su un profilo sottile. Da questa teoria si è notato che la pendenza del coefficiente di portanza in funzione dell'angolo della linea di attacco in radianti è 2π . Come conseguenza, il coefficiente di portanza di un profilo alare simmetrico di apertura alare infinita è:

$$C_{l\alpha} = 2\pi\alpha \quad (4)$$

Oltre al $C_{l\alpha}$, bisogna tenere in considerazione λ , visto che non disponiamo di un'apertura alare infinita. Il coefficiente λ , (wing aspect ratio) o rapporto di forma, è dato dal rapporto tra la lunghezza e la larghezza. Un alto rapporto indica un profilo lungo e stretto, mentre un valore basso indica un profilo tozzo. Per la maggior parte dei profili aerodinamici, usati nel campo aeronautico, questo rapporto non ha lo stesso valore in tutto il profilo, ma varia lungo la lunghezza a causa della torsione del profilo (wing twist).

Il wing twist è una caratteristica aerodinamica per aggiustare la distribuzione della portanza nella direzione della lunghezza del profilo. La redistribuzione della portanza deve evitare la nascita di moti che possono portare allo stallo. Di norma, l'angolo di attacco sulla parte più esterna è sempre minore rispetto alla radice.

Per questo motivo tale valore di λ viene indicato come la lunghezza al quadrato dell'intero profilo diviso la sua area in pianta. L'area di riferimento per un profilo alare è data dal prodotto della lunghezza per la corda alare, definita come la distanza tra il bordo d'attacco e il bordo d'uscita di un profilo, preso nella direzione normale del flusso d'aria. Nello superficie in questione, essendo la superficie un rettangolo, la corda coincide con la lunghezza del lato più corto, e non varia né di lunghezza né di inclinazione sull'intera superficie. Ragion per cui questo coefficiente viene espresso dalla (5) in modo semplice:

$$\lambda = \frac{L^2}{S} \quad (5)$$

e visto appunto che il nostro profilo è rettangolare, la (5) può essere riscritta nel seguente modo:

$$\lambda = \frac{L}{b} \quad (6)$$

Resta da specificare l'angolo α , essendo proprio da questo valore che dipende il tutto.

In fluidodinamica, l'angolo d'attacco α indica l'angolo con cui un profilo alare fende un fluido. L'angolo α è fondamentale nello sviluppo delle forze dinamiche di portanza e resistenza. In genere si può affermare che la portanza sviluppata cresce al crescere dell'angolo, (al di sotto di un certo valore può generare deportanza) sino a un valore massimo cui corrisponde un angolo detto angolo di stallo. Superato tale valore si ha una brusca caduta del coefficiente di portanza.

5.4.2 Coefficiente C_x

Per la determinazione del C_x , viene di seguito introdotto un semplice modello (8), dove si può notare che tale coefficiente dipende dal C_z^2 . Per un ottima determinazione del C_x , bisognerebbe tener conto anche del coefficiente di resistenza detto "zero-lift drag coefficient", indicato con C_{d0} . Tale valore può essere riscritto nel seguente modo:

$$C_{d0} = \frac{f}{S} \quad (7)$$

Con f riferito alla superficie parassita equivalente, data dal prodotto dell'area bagnata per il coefficiente di attrito equivalente; è approssimativamente pari alle dimensioni di una lastra piana posta a 90° rispetto alla corrente che ha resistenza pari a quella del profilo mentre S

pari alla superficie alare ossia riferita alla pianta dell'alettone. Per semplicità, e visto che la nostra superficie durante il volo si mantiene retratta e non incrocia il flusso d'aria in maniera diretta, lo trascuriamo.

$$C_x = C_{d0} + \frac{C_z^2}{\pi \lambda e} \quad (8)$$

Il coefficiente “e” che appare al denominatore è chiamato coefficiente di Oswald, usato per rappresentare il cambiamento della resistenza con la variazione di portanza di un profilo tridimensionale, comparato con un profilo ideale avente lo stesso rapporto λ e una distribuzione ellittica della portanza. Per semplicità questo valore sarà indicato con 1.

Il C_x tiene conto di tutte le resistenze menzionate precedentemente al punto 5.3. Da tenere presente che la (8) va bene per velocità non superiori a 0,85 Mach. Oltre a questa velocità, tutte le considerazioni precedenti non sono valide né per la resistenza né per la portanza.

Nella figura 5.4.2.1 viene indicato un esempio di correlazione tra angolo di attacco con il coefficiente di portanza e di resistenza di un profilo alare che presenta un rapporto di forma pari a sei.

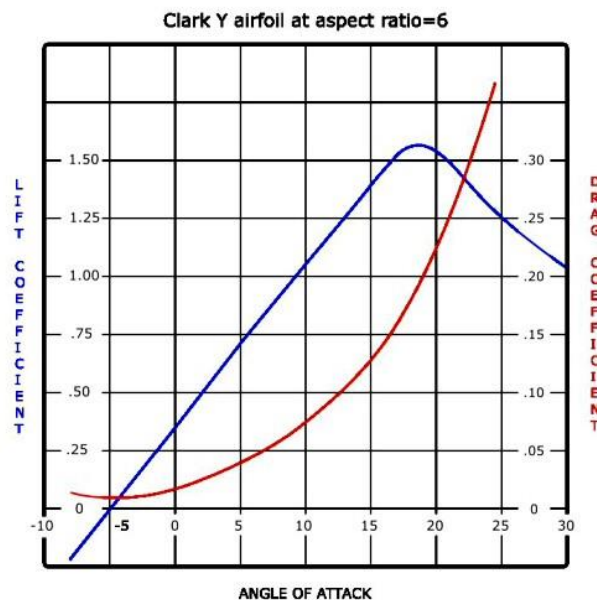


Figura 5.4.2.1. Esempio del coefficiente di portanza e resistenza in funzione dell'angolo di attacco.

5.4.3 Densità dell'aria

Altro aspetto fondamentale per determinare la forza aerodinamica è la conoscenza della densità dell'aria, influenzata fortemente dalla variazione della quota e della temperatura.

Un modello matematico semplificato per determinare il valore in funzione dell'altezza dal suolo viene di seguito espresso:

$$\rho(Z,T(Z)) = \frac{352,8-0,033Z}{T} \quad (9)$$

dove Z è la quota in metri e T la temperatura in Kelvin. Per la determinazione della temperatura si considera una diminuzione di temperatura di 6,5 K ogni km di quota. Per la determinazione della temperatura si può utilizzare la (9), come segue:

$$T(Z) = (T_0 - 6,5*Z) \quad (10)$$

Dove T₀ è la temperatura in kelvin a livello del mare e Z la quota in Km.

Quindi la densità è espressa in funzione della quota e della temperatura, dove a sua volta la temperatura varia in funzione della quota.

5.5 Risultante

La forza risultante, data dalla somma della forza resistente e di portanza, viene così dedotta:

$$F = \sqrt{(F_z^2 + F_x^2)} \quad (11)$$

$$= \frac{1}{2}\rho(Z,T)v^2S\sqrt{(C_z^2 + C_x^2)} \quad (12)$$

Tenendo conto dei vari modelli per determinare i coefficienti come già mostrato prima si arriva all'equazione (13) :

$$F = \frac{1}{2} \frac{352,8-0,033Z}{(T_0 - 6,5*Z)} v^2 S \sqrt{(\left(\frac{2\pi\alpha\lambda}{2+\lambda} \right)^2 + \left(\frac{C_z^2}{\pi\lambda} \right)^2)} \quad (13)$$

Riportando la (13) ed esprimendo tutti i coefficienti risulta la (14):

$$F = \frac{1}{2} \frac{352,8-0,033Z}{(T_0 - 6,5*Z)} v^2 S \sqrt{(\left(\frac{2\pi\alpha\lambda}{2+\lambda} \right)^2 + \left(\frac{\left(\frac{2\pi\alpha\lambda}{2+\lambda} \right)^2}{\pi\lambda} \right)^2)} \quad (14)$$

Questa formula da un'idea approssimativa di quello che è la forza che deve vincere un profilo quando viene investito da un fluido, nel nostro caso aria. Giusto per ricordare, la velocità non deve essere superiore a 0,85 M e la quota non superiore ai 10000 metri, per non allontanarci troppo da valori reali.

5.6 Modello al simulink

Per la determinazione della forza che deve vincere l'attuatore, è stato usato un modello implementato al simulink, dove introducendo alcuni dati variabili come la quota, la temperatura al suolo, la velocità del velivolo e l'angolo d'attacco, si riesce a determinare la forza.

Il blocco generale viene di seguito riportato.

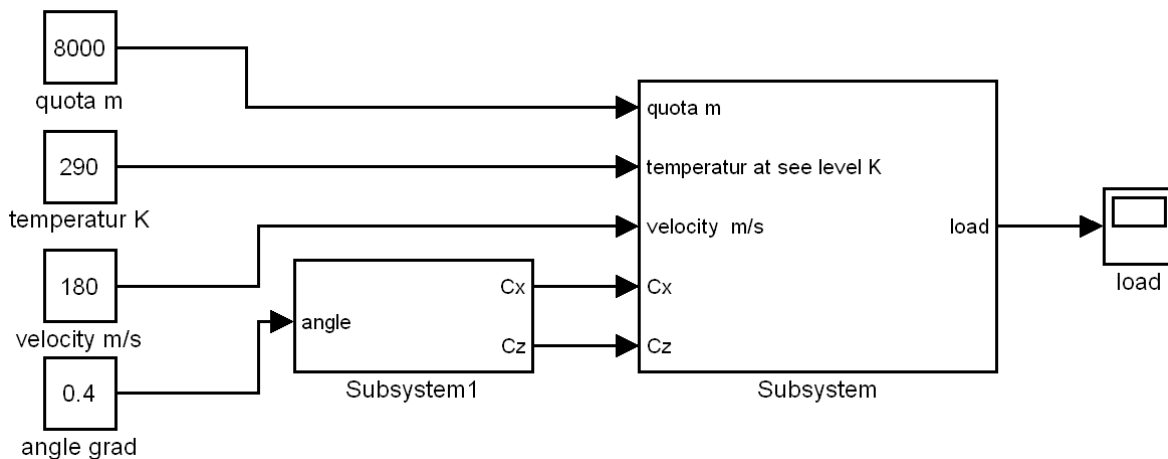


Figura 5.6.1 Blocco generale per il calcolo della forza aerodinamica.

All'interno di questo blocco sono presenti due sottosistemi, (sub system e sub system 1). Il subsystem1 serve per la determinazione dei coefficienti Cx e Cz, per essere poi inseriti nell'altro sottosistema in modo da determinare forza vera e propria. Lo schema seguente viene usato per calcolare i due coefficienti, ed implementa le due funzioni (3) e (8).

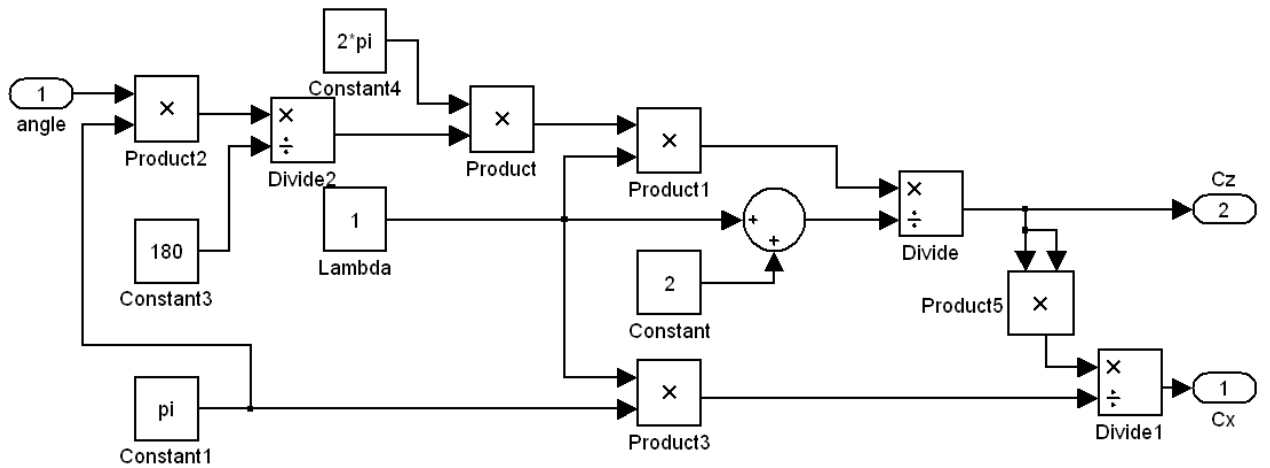


Figura 5.6.2 Determinazione dei coefficienti Cx e Cz.

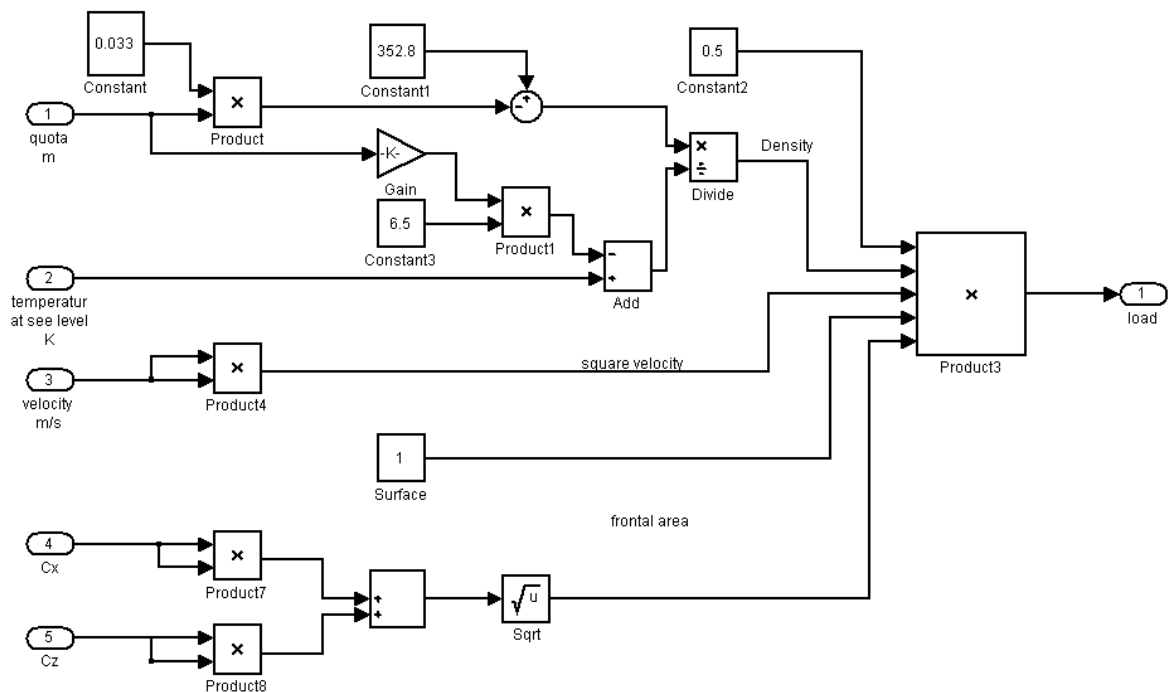


Figura 5.6.3 Determinazione della forza.

In questo blocco vengono eseguiti la maggior parte delle operazioni per la determinazione del carico. Nella parte più in alto, usando come ingresso la quota e la temperatura, si determina la densità dell'aria. La parte di interesse viene mostrata in dettaglio in figura 5.6.4.

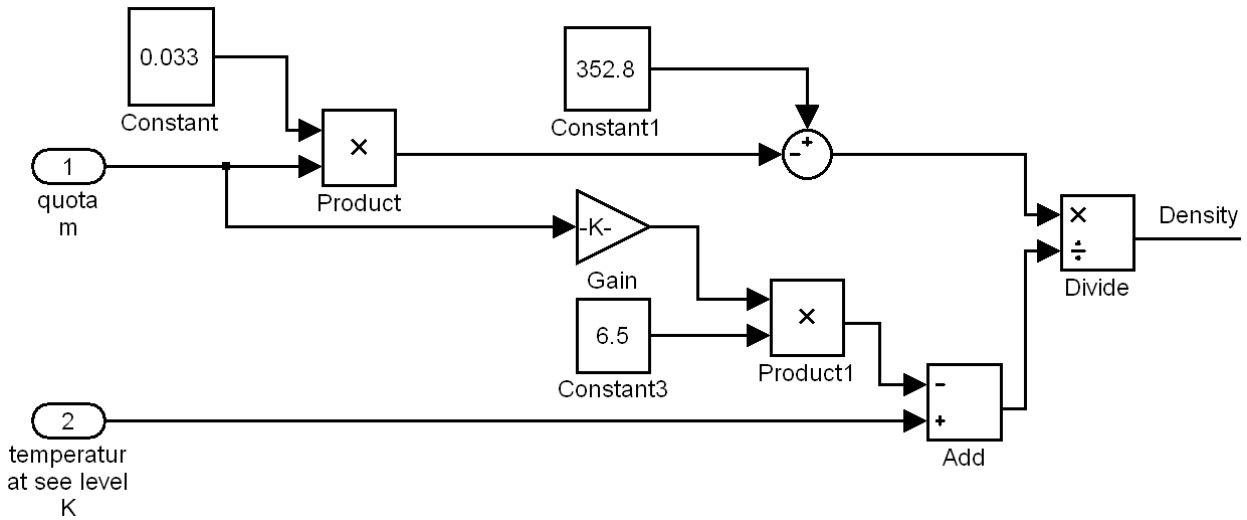


Figura 5.6.4 Blocco che determina il valore della densità in funzione di temperatura e quota.

Di seguito si mostra il blocco che determina il Cx^2 e Cz^2 e ne determina la radice quadrata, in figura 5.6.5.

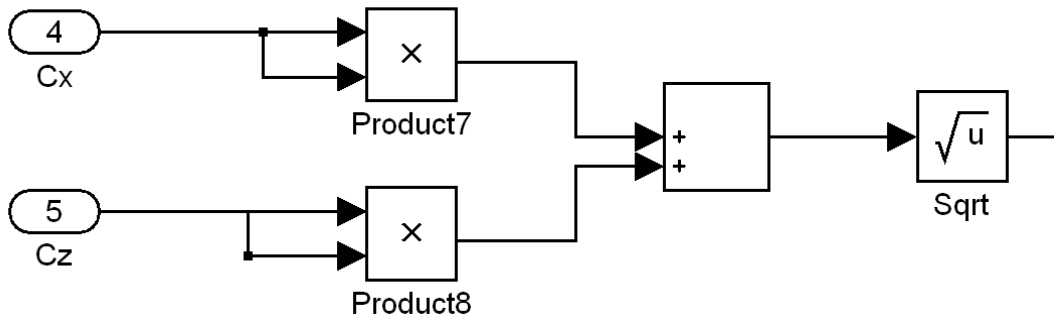


Figura 5.6.5 Determinazione di $\sqrt{(Cx^2 + Cz^2)}$.

Una volta determinati i questi valori, i risultati entrano nel blocco moltiplicatore dove si eseguono cinque moltiplicazioni, e più di preciso le moltiplicazioni sono le seguenti:

$$\left(\frac{1}{2}\right) * (\rho) * (V^2) * (A) * \left(\sqrt{(Cx^2 + Cz^2)}\right) \quad (15)$$

Il risultato della (15) fornisce la forza.

5.7 Andamento dei coefficienti Cz e Cx in funzione di θ

Ricordiamo che la superficie di riferimento per il nostro caso è un alettone posto sulle parti più esterne delle ali. Queste superficie vengono utilizzate per controllare il rollio dell'aereo. La superficie di ogni singolo alettone è di circa $1,5 \text{ m}^2$. Il rapporto di forma λ è ipotizzato essere sei, con un angolo di attacco massimo di 20° per non avere problemi legati allo stallo. Adesso che questi dati sono noti, si possono determinare il Cz e il Cx con le equazioni (3) e (8), prima riportate, al variare di θ , visto che si tratta dell'unica variabile in gioco. Il blocco per far ciò viene riportato in figura 5.7.1.

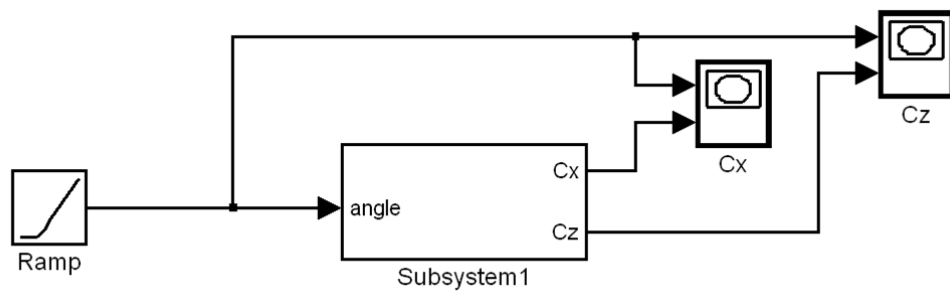


Figura 5.7.1 Determinazione dei coefficienti Cx e Cz al variare di α .

Il blocco Ramp, aumenta l'angolo α , partendo da un valore iniziale di zero fino a un valore finale di 20. Questo angolo viene mandato in ingresso al Subsystem 1 che calcola i due coefficienti. Di sotto si riportano gli andamenti di Cx e Cz in funzione di α , determinati dal blocco sovrastante.

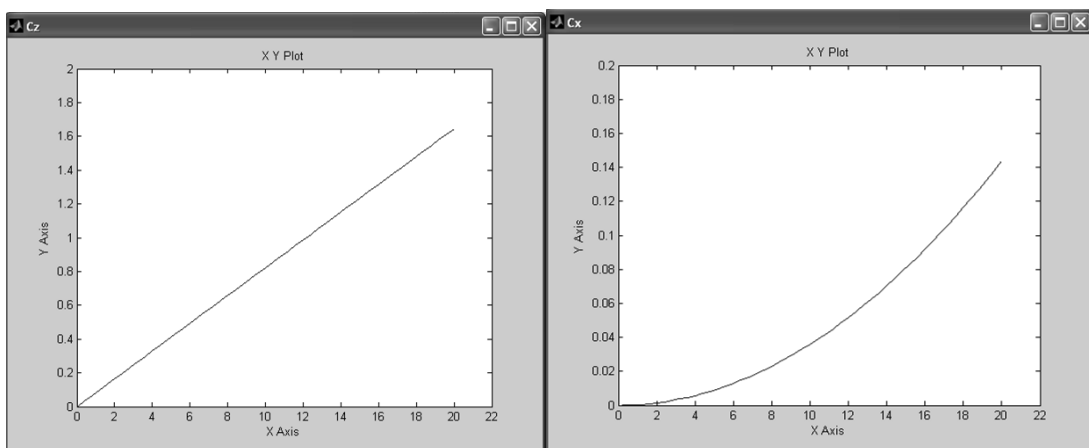


Figura 5.7.2 Andamento di Cz e Cx in funzione di α .

Come ci si aspettava, visto che il Cx è proporzionale a Cz^2 , presenta un andamento a parabola, mentre il Cz ha un andamento lineare.

5.8 Andamenti della forza al variare dei parametri

Usando il modello a simulink di figura 5.6.1, vengono di seguito riportati vari andamenti della forza risultante, ponendo sempre in ascissa l'angolo d'attacco e in ordinata la forza.

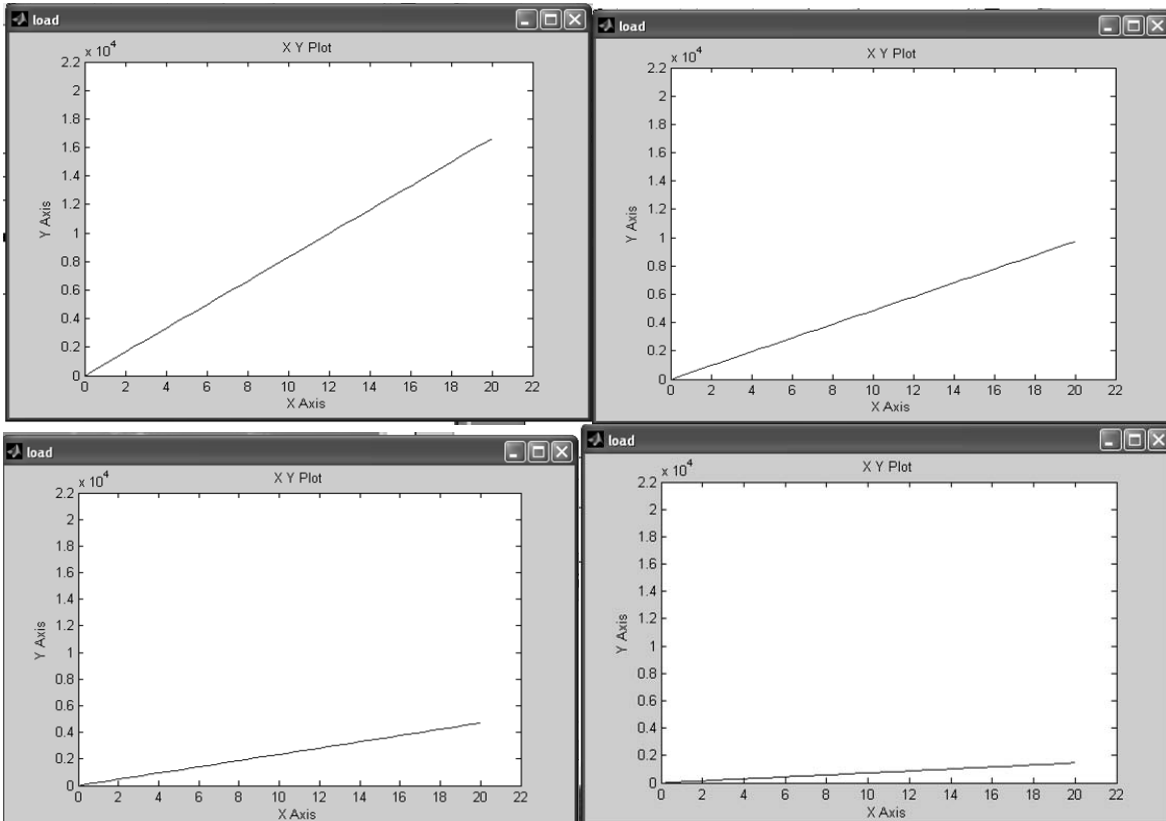


Figura 5.8.1 Andamento del carico a quota 9000 m, per velocità di 850, 650, 450 e 250 km/h a 15°C.

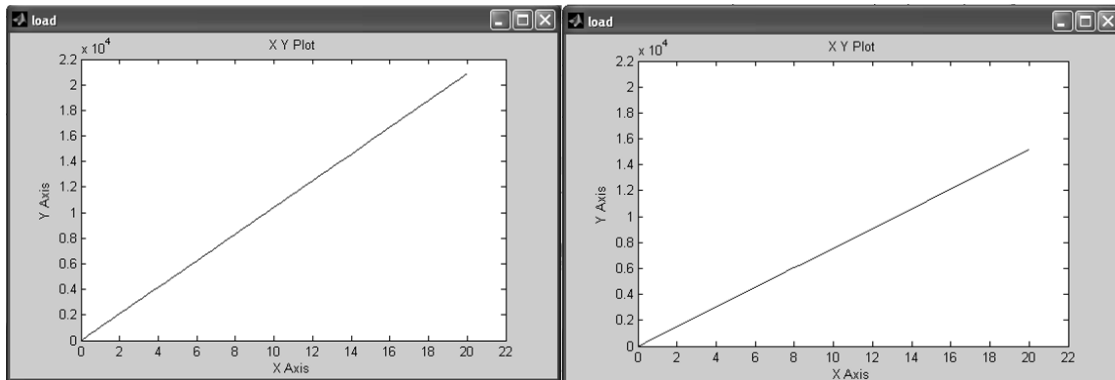


Figura 5.8.2 Andamenti del carico per temperature sul livello del mare pari a -30 °C e +40 a 9000 m a 850 km/h.

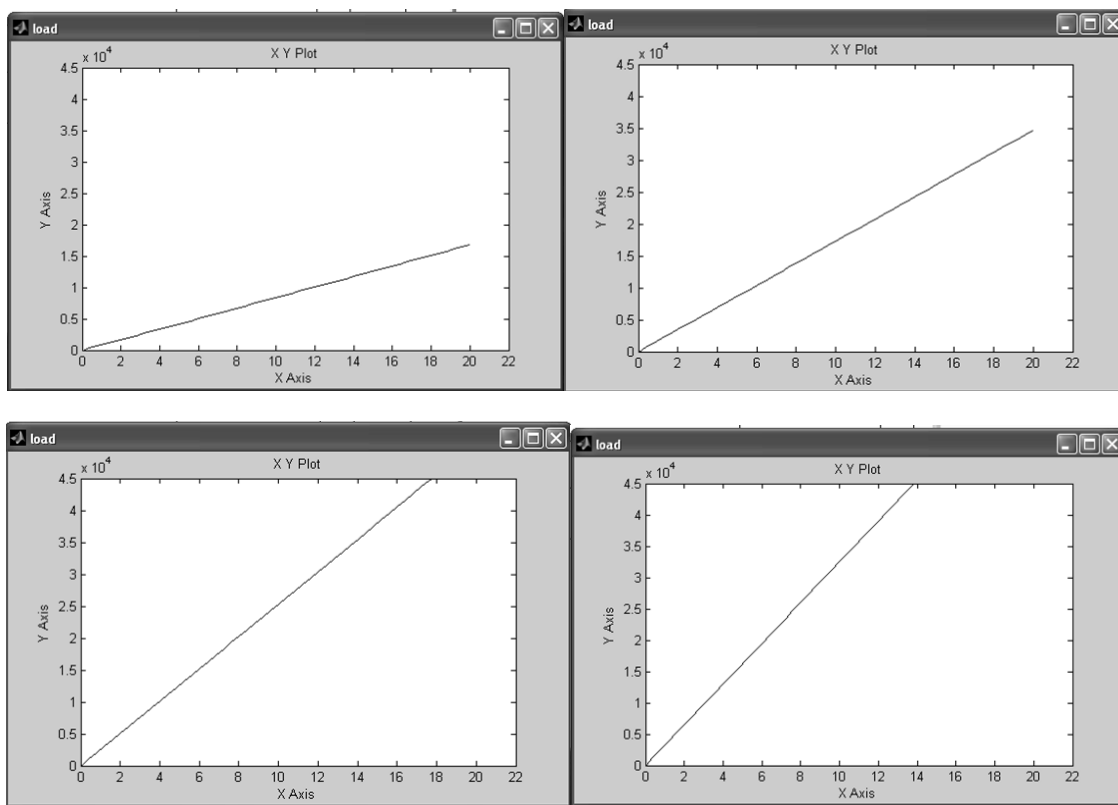


Figura 5.8.3 Andamenti per temperatura di 15 °C sul livello del mare e 850 km/h, per altezze di 9000, 7000, 5000 e 3000 m.

Si può vedere che la scala delle ordinate è stata aumentata da 22 kN a 45 kN, e viene superata quando si considera una quota di 5000 m. È anche da considerare che difficilmente un aereo viaggia alla velocità di crociera quando si trova a soli 5000 m di quota.

Per curiosità, si introdurranno altri grafici, imponendo l'angolo fisso a 20°, cioè nella sua posizione massima, mentre gli altri parametri varieranno uno per volta in modo continuo.

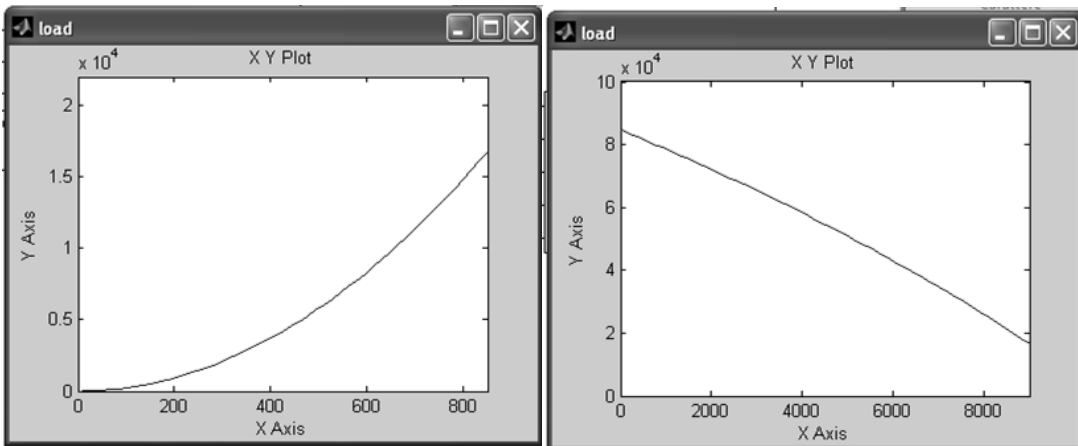


Figura 5.8.4 Il grafico a sinistra mostra la forza in funzione della velocità per 9000 m e 15 °C, mentre quello a destra indica la forza in funzione della quota per una velocità di 850 km/h e temperatura di 15°C.

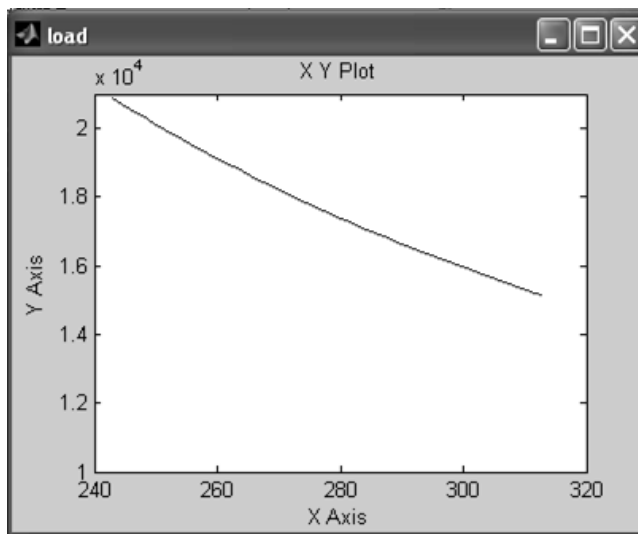


Figura 5.8.5 Questo grafico mostra la forza in funzione della temperatura tra -30 °C e +40 °C a 9000 m e 850 km/h.

Come si può vedere da questi ultimi grafici, la variabile che influisce in modo minore è la temperatura, se paragonata alla velocità e alla quota, ma comunque anche questa da il suo contributo.

Capitolo 6

Caso di studio considerato

6.1 Sistema al simlink

Il caso di studio presenta un esempio di azionamento elettromeccanico impiegato per muovere uno spoiler di un aereo civile, valutando le prestazioni richieste dall'azionamento in riferimento alle diverse fasi del volo.

Tutto il sistema di interesse può essere scomposto in una serie di blocchi principali che eseguono le seguenti funzioni:

- determinazione dei coefficienti di C_x e C_z ;
- determinazione della forza da applicare all'attuatore;
- risoluzione della dinamica del sistema meccanico;
- controllo della posizione;
- azionamento.

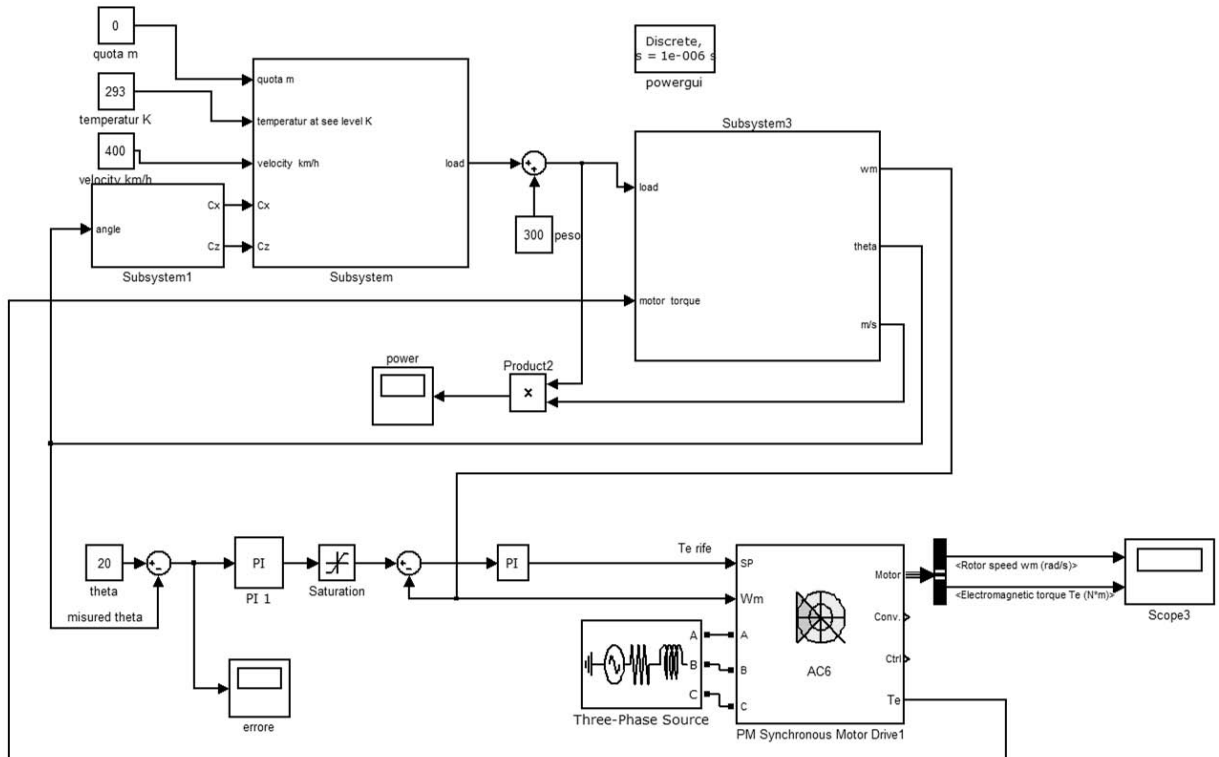


Figura 6.1.1 Schema completo in simulink.

Cominceremo a descrivere pezzo per pezzo le diverse parti implementate al simulink per comporre l'intero sistema, al fine di conoscere il ruolo svolto dai i vari blocchi che lo

caratterizzano, tralasciando i blocchi utilizzati nella determinazione dei coefficienti C_z , C_x e della forza, spiegati nel capitolo precedente. La figura 6.1.1 riporta lo schema completo che è stato implementato al simulink.

Per cominciare, forniamo una breve descrizione di cosa serve uno spoiler e quando viene utilizzato, giusto per dare l'idea della sua importanza nel controllo del volo, seguito da una breve spiegazione di un attuatore elettromeccanico per tali applicazioni.

6.2 Spoiler

In aeronautica il deflettore o diruttore di flusso (o spoiler in inglese) è un piano mobile della superficie alare che, se aperto, modifica il profilo aerodinamico dell'ala aumentandone la resistenza e diminuendone la portanza. Gli spoiler sono generalmente delle superfici piane poste sulla parte superiore di un'ala che possono essere estese verso l'alto. Così facendo, lo spoiler crea uno stallo controllato sopra la porzione di ala interessata, riducendo la portanza. Questa superficie di controllo differisce da un aerofreno in quanto questi ultimi sono progettati per aumentare soprattutto la resistenza anche se alla fine non mancano effetti sulla portanza. L'uso degli aerofreni viene spesso limitato, in quanto sono fonte di rumore e vibrazioni, che potrebbero causare disagio tra i passeggeri. I deflettori vengono in particolare usati per assistere la discesa senza avere l'inconveniente di acquistare velocità come accade con l'uso degli equilibratori di coda, che governano il beccheggio dell'aereo e permettono quindi all'aereo di salire o scendere a seconda dell'angolo di attacco che formano. In alcuni casi, gli spoiler possono essere usati per controllare il rollio dell'aereo invece degli alettoni. Durante l'atterraggio sono quasi sempre usati all'apertura massima per aiutare l'aereo a rallentare.



Figura 6.2.1 Spoiler di un Airbus 320.

L'incremento della resistenza di forma creata dallo spoiler incrementa l'effetto frenante. Tuttavia il vero guadagno che deriva una volta che le ruote sono appoggiate a terra è di causare una drammatica riduzione della portanza, permettendo di trasferire il peso dell'aereo dalle ali al carrello d'atterraggio, diminuendo la possibilità di slittamento dei pneumatici. Di seguito, nella figura 6.2.1, si riporta un esempio di una serie di spoiler in funzione presenti in un Airbus 320. In questa figura si può notare, indicata con la freccia rossa, il classico attuatore idraulico che viene usato per azionare questi meccanismi. Per ogni spoiler, si nota la presenza di un solo azionamento idraulico.

6.3 Attuatori elettromeccanici

Un attuatore elettromeccanico (Electromechanical actuator o EMA) è un dispositivo meccanico che usa un motore elettrico come generatore di potenza per muovere il carico. Il movimento si ottiene usando un meccanismo rotatorio, quindi un motore elettrico, e un sistema di trasmissione che può includere una forma di conversione da rotatorio a lineare, al fine di ottenere una traslazione.

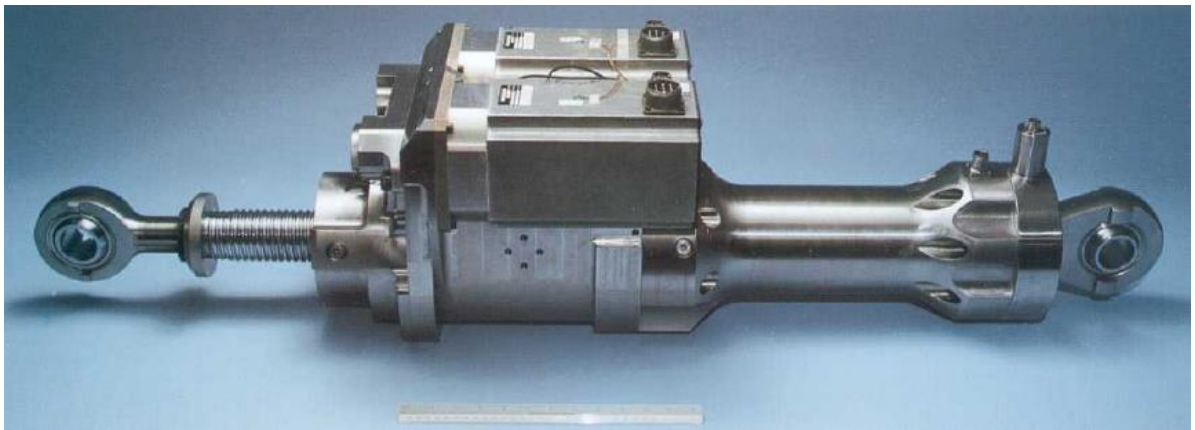


Figura 6.3.1 Esempio di attuatore elettromeccanico.

In questo tipo di azionamento, la velocità di rotazione del motore e la coppia sviluppata si traducono direttamente in velocità lineare e forza sul carico.

Nella sua forma base, un EMA è suscettibile a guasti che possono condurre a inceppamenti meccanici e conseguentemente complicazioni per la certificazione. Per aumentare l'affidabilità si possono usare dispositivi addizionali, ma facendo questo, complessità, costi e peso crescono. Per queste ragioni, il basilare EMA non è ancora adatto per le applicazioni nel controllo di superfici primarie.

Tuttavia, sistemi di attuazione secondari possono usare questo tipo di tecnologia. Nella figura 6.3.1, viene fornito un esempio concreto di un attuatore elettromeccanico con due motori elettrici, mentre nella figura 6.3.2 si dà un esempio schematico, dove si possono notare i vari componenti che appartengono al sistema.

Vengono di seguito riportate le caratteristiche che devono essere presenti nei motori elettrici in questo tipo di attuazione:

- elevato rapporto coppia/peso;
- elevato rapporto coppia/corrente;
- elevata efficienza a tutte le velocità;
- isolamento elettrico, meccanico, magnetico e termico tra le fasi;
- alto valore di induttanza di fase in modo da limitare le correnti di guasto;
- funzionare in caso di guasto, per esempio con una fase guasta;
- affidabilità;
- sicurezza.

Considerando che queste tecnologie dovranno lavorare su un aereo, l'affidabilità, la sicurezza e il funzionamento in caso guasto, sono caratteristiche di massima importanza che non possono mancare per tali applicazioni. Le conseguenze che possono derivare dal non funzionamento potrebbero essere drammatiche e difficilmente prevedibili.

Nonostante tutto, l'uso di tali dispositivi in confronto con l'attuale sistema idraulico porta a dei potenziali benefici che possono essere riassunti di seguito:

- miglioramento e facilitazione della manutenzione;
- minor richiesta di componenti idraulici;
- velocizzazione del processo di manutenzione;
- minor numero di pezzi di ricambio;
- diagnosi degli errori perfezionato attraverso i BITE (Built In Test Equipment);
- aumento della disponibilità e dell'affidabilità del sistema;
- miglioramento del MTBF (Mean Time Between Failures) attraverso la rimozione di tante parti idrauliche;
- riduzione del peso globale, ottenuta sostituendo interamente i sistemi idraulici (pompe, condutture, valvole) con quelli elettrici più leggeri.

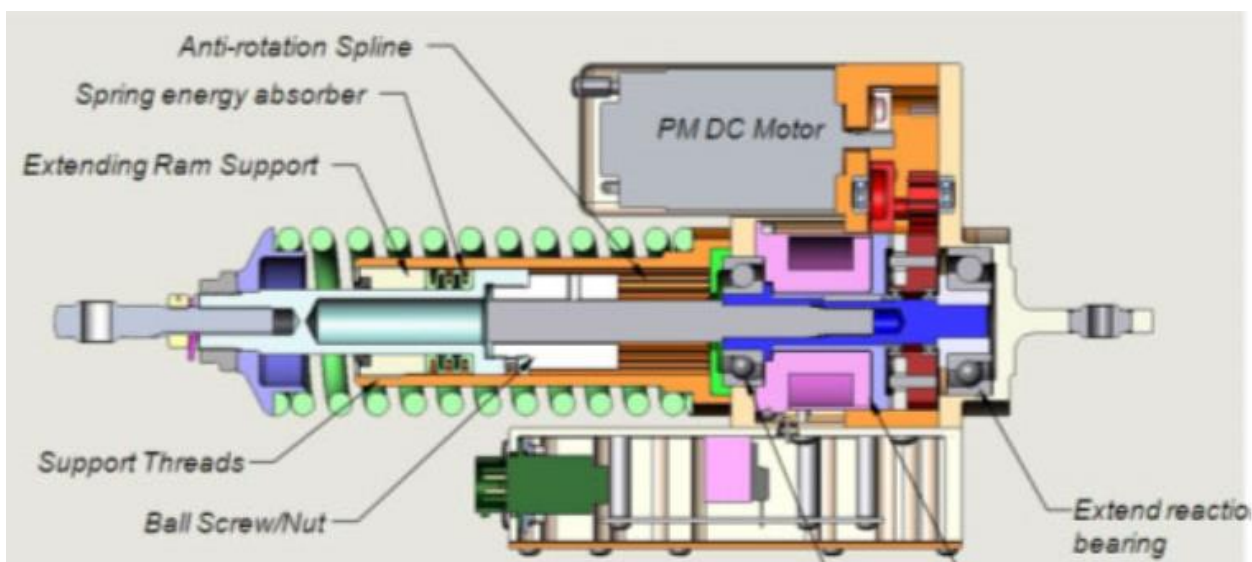


Figura 6.3.2 Esempio schematico di attuatore elettromeccanico

6.4 Sistema meccanico

Nella simulazione eseguita, il sistema meccanico indicato con Subsystem 3 è composto, oltre che dall'albero motore, anche da un altro albero rotativo, a sua volta collegato ad un meccanismo che converte il moto rotatorio in moto lineare.

Di seguito nella figura 6.4.1 viene riportato lo schema del sistema meccanico di trasmissione implementato al simulink, dove si possono individuare tre blocchi principali:

- il primo relativo al motore elettrico;
- il secondo corrispondente all'albero collegato con l'albero motore attraverso un ingranaggio di riduzione;
- il terzo che corrisponde al meccanismo che converte il moto rotatorio in lineare e l'asta di uscita.

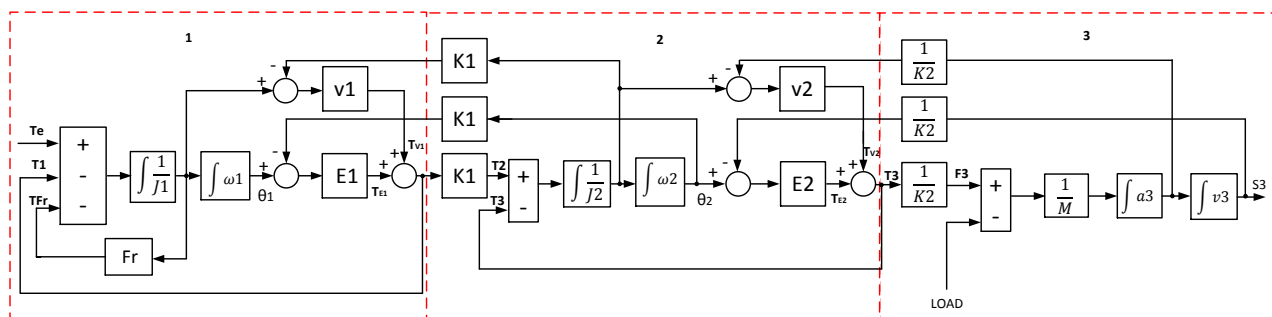


Figura 6.4.1 Schema del sistema meccanico

Questo sistema svolge un ruolo di prima importanza in questa analisi, dal momento che tutta la dinamica meccanica si svolge in questo blocco. In questo sistema, sono presenti due ingressi, uno rappresentato dalla coppia elettromeccanica sviluppata dal motore (T_e) e uno dal carico applicato dallo spoiler (LOAD). L'uscita coincide con la posizione dello spoiler (S3). Di seguito viene fornita una descrizione dei vari coefficienti e delle equazioni che determinano le coppie e gli spostamenti che nascono nel sistema, una volta applicati i vari ingressi.

Come primo passo identifichiamo i termini J_1 , J_2 e M . I primi due rappresentano i momenti di inerzia dei due alberi mentre con M si indica la somma della massa riferita alla ballscrew e allo spoiler.

Un altro coefficiente che appare è F_r . Con questo termine si determina la coppia di attrito viscoso che agisce sulla corrispondente parte meccanica del motore.

Proseguendo nell'analisi delle componenti appaiono delle costanti elastiche E_1 ed E_2 , che dipendono dai materiali con cui sono realizzati i componenti della trasmissione.

Non mancano i coefficienti di smorzamento torsionali v_1 e v_2 , dovuti alla torsione dell'albero.

6.4.1 Dinamica del sistema

Nel sistema meccanico, quando il motore applica una coppia elettromeccanica T_e all'ingresso e si applica un carico nell'ingresso chiamato LOAD, nascono nel sistema coppie dovute all'elasticità, allo smorzamento, una coppia resistente dovuta al carico e coppie dovute alle inerzie. Per chiarire il comportamento meccanico della trasmissione, si riporta una spiegazione di come nascono le varie coppie tra i vari accoppiamenti all'interno della trasmissione.

6.4.2 Coppia elastica

La coppia elastica che nasce nella prima parte del sistema, all'interno del riquadro rosso uno, è dovuta alla costante elastica E_1 e alla differenza di torsione tra le estremità finali del primo e del secondo albero. Vista l'esistenza di un rapporto di velocità tra i due alberi, nel riportare la posizione angolare θ_2 del secondo albero a confronto con θ_1 riferita all'albero motore, si dovrà moltiplicare il θ_2 con K_1 , e poi si potrà determinare la coppia T_{EI} , che corrisponde a parte della coppia trasmessa al secondo albero. La coppia è così determinata:

$$T_{EI} = E_1 * (\theta_1 - K_1 * \theta_2) \quad (1)$$

dove θ_1 e θ_2 indicano lo spostamento angolare dell'albero motore e dell'estremità del secondo albero. Se non ci sono coppie trasmesse tra il primo e il secondo blocco, che può verificarsi in assenza di carico e di coppie inerziali, allora di fatto sarà che la differenza posta tra parentesi diventa nulla e quindi la coppia T_{EI} diventa nulla.

Nel secondo accoppiamento, tra l'albero e la ballscrew, si determina anche qui un'altra coppia elastica di torsione. La coppia che ne risulta viene così determinata:

$$T_{E2} = E_2 * (\theta_2 - \frac{S3}{K2}) \quad (2)$$

Tale coppia è parte di quella che entra nell'ultimo meccanismo, dove si trova accoppiato il carico. Va ricordato che S3 si misura in [m], mentre θ_2 in [rad]. Il coefficiente K2 corrisponde al passo della vite in $[\frac{m}{rad}]$, ossia all'avanzamento in metri della ballscrew in funzione della rotazione del secondo albero, cioè di θ_2 . È proprio questo il meccanismo che permette di conferire al carico uno spostamento lineare, avendo un azionamento meccanico rotativo. Anche in questo caso, in assenza di una forza esercitata dal carico e di forze inerziali, la coppia T_{E2} sarà nulla.

6.4.3 Coppia di smorzamento

La coppia di smorzamento, data dai coefficienti v_1 e v_2 , si ottiene quando si applicano ai due estremi dell'albero una coppia di verso contrario e come effetto si ottiene una diversa velocità di rotazione ai due estremi. La coppia di smorzamento che nasce nella prima parte del sistema è :

$$T_{v1} = v_1 (\omega_1 - K_1 * \omega_2) \quad (3)$$

Anche in questo caso la velocità ω_2 viene moltiplicata per K_1 . Lo stesso viene ripetuto nella seconda parte della trasmissione, ottenendo:

$$T_{v2} = v_2 (\omega_2 - \frac{v3}{K2}) \quad (4)$$

Da tenere presente che quando il sistema è a regime, e quindi tutte le velocità sono costanti, le coppie T_{v2} e T_{v1} sono nulle, e quindi la coppia trasmessa ad ogni blocco successivo sarà data solamente dalla coppia che esce da T_{E2} e T_{E1} . Quando invece ci sono in gioco accelerazioni, allora bisogna tenere presente che la coppia che viene trasmessa ad ogni blocco sarà data dalla somma delle due.

6.4.4 Coppie trasmesse

Nel primo blocco, la somma della coppia elastica T_{E1} e della coppia smorzante T_{v1} segue contemporaneamente due strade: una ritorna indietro e va a sottrarsi alla coppia T_e del motore assieme alla coppia T_{Fr} , in modo da determinare la coppia netta disponibile per determinare velocità e accelerazione del primo blocco, mentre l'altra viene moltiplicata per il coefficiente K_1 , ottenendo T_2 , che entra nel secondo sistema. La coppia T_{Fr} consiste nella coppia di attrito viscoso presente nel motore. Se il coefficiente K_1 è maggiore di uno

significa che la velocità in uscita del secondo albero a regime è minore di quella del motore, data dalla velocità del primo albero diviso questo coefficiente. Considerazione opposta può essere dedotta per quanto riguarda le coppie trasmesse dai rispettivi alberi, dato che la potenza si conserva, non essendo presenti altri ingressi. Quindi nel secondo albero la velocità di rotazione sarà minore, ma la coppia sarà maggiore. Passando dalla seconda alla terza parte del sistema meccanico, si ripete lo stesso ragionamento, ma questa volta va tenuto in considerazione che le grandezze in uscita dal terzo blocco, ossia quelle relative all'attuatore, non sono più una coppia e una velocità angolare, ma una forza e una velocità lineare. La coppia, data dalla somma di T_{E2} e T_{V2} , da luogo a $T3$ che va a sottrarsi alla $T2$ trasmessa dal primo blocco verso il secondo, determinando così l'accelerazione e la velocità del secondo albero.

Nella terza parte del sistema, la coppia $T3$ viene divisa per il coefficiente $K2$, dando in uscita una forza, indicata nello schema con $F3$. Infatti, nel terzo blocco, non avendo più la presenza di una coppia, in quanto il sistema si muove di moto lineare, quello che interessa è la forza. È proprio in questa parte che viene applicato il carico che grava sull'attuatore, cioè quello che deriva dallo spoiler, e la differenza tra la forza trasmessa dal secondo blocco, cioè $F3$ e il carico, determina proprio la dinamica di accelerazione, velocità e spostamento dell'asta. La forza indicata con $LOAD$ è data dalla somma della forza dovuta al carico aerodinamico più una componente dovuta alla forza di gravità, visto che lo spoiler subisce uno spostamento verticale. La forza di gravità che agisce sullo spoiler è sempre presente con lo stesso valore, trascurando le variazioni che si possono verificare quando l'aereo presenta una accelerazione verso l'alto o verso il basso, passando da una quota ad un'altra.

Quindi, per sintetizzare, quando il motore comincia a sviluppare una coppia elettromeccanica, nascerà un'accelerazione che a sua volta da luogo ad una velocità e ad una rotazione dell'albero. Comincerà a nascere una coppia resistente dovuta all'attrito e una dovuta al carico che andrà a sottrarsi alla coppia T_e sviluppata dal motore. Alla fine si ottiene un movimento lineare indicato con $S3$. Questo movimento, essendo collegato direttamente allo spoiler, andrà a determinare un certo angolo di attacco con il flusso d'aria, in base al quale si andrà a calcolare una forza. È proprio questo spostamento $S3$ la grandezza di interesse principale di questo azionamento. Infatti il sistema dovrà essere in grado di raggiungere una certa posizione, in modo da eguagliare il riferimento dato come input al sistema principale. A seconda dell'angolo di attacco dello spoiler, in funzione di $S3$, si determina la forza resistente da applicare al sistema. La forza resistente, calcolata nel capitolo precedente, è data dalla somma vettoriale della portanza più quella resistente. Questa risultante sarà inclinata rispetto al piano orizzontale di un certo angolo, diverso dall'angolo retto, ragion per cui la forza che deve vincere l'attuatore è data solo dalla componente verticale, minore della risultante. Dato che la risultante è poco diversa dalla forza di portanza, o meglio di deportanza, e visto che considerare anche la resistenza come carico da vincere è di fatto cautelativo, la forza che viene considerata è proprio la risultante, pensata agente proprio nella stessa direzione dell'attuatore, nel punto C. Lo

stesso ragionamento si può estendere, per la forza di gravità, che anche in questo caso la si pensa agente proprio sullo stesso punto dello spoiler.

6.4.5 Equazioni meccaniche

La dinamica che regola la velocità del primo sistema è data dalla seguente equazione dinamica:

$$\frac{d^2\theta_1}{dt^2} = \frac{1}{J_1} (Te - Fr \frac{d\theta_1}{dt} - T_{E1} - T_{V1}) \quad (5)$$

Da qui si deduce che la coppia prodotta dal motore può essere così definita:

$$Te = J_1 \frac{d^2\theta_1}{dt^2} + Fr \frac{d\theta_1}{dt} + T_1 \quad (6)$$

Con

$$T_1 = (T_{E1} + T_{V1}) \quad (7)$$

e

$$TFr = Fr \frac{d\theta_1}{dt} \quad (8)$$

La dinamica del secondo blocco sarà dettata dalla seguente equazione:

$$\frac{d^2\theta_2}{dt^2} = \frac{1}{J_2} (T_2 - T_3) \quad (9)$$

$$T_3 = T_{E2} + T_{V2} \quad (10)$$

Il termine T2 corrisponde alla coppia trasmessa al secondo sistema.

$$T_2 = K_1 * T_1 = K_1 * (T_{E1} + T_{V1}) \quad (11)$$

La coppia che viene trasmessa all'ultimo blocco è data dalla somma di T_{E2} e di T_{V2}, quindi T₃. La coppia T₃, diviso il termine K₂ $\left[\frac{m}{rad}\right]$, da origine a una forza che entra nel blocco 3, indicata con F₃. Questa forza viene però ridotta dal termine LOAD, ossia dal carico. La risultante di questa sottrazione da origine alla forza netta che agisce sul sistema e dividendo tale valore per la massa del sistema, ballscrew e spoiler, si ottiene un'accelerazione e da essa la velocità e lo spostamento S₃ dell'attuatore. L'accelerazione che si ottiene può essere così definita:

$$\frac{d^2 s_3}{dt^2} = \frac{1}{M} \left[\frac{(T_{E2} + T_{V2})}{K2} - LOAD \right] \quad (12)$$

Per ovvie ragioni, se vogliamo che la velocità sia positiva, il primo termine deve essere maggiore del carico. Nei momenti in cui l'attuatore deve passare da una certa posizione verso una inferiore, la velocità dovrà essere negativa e di conseguenza la forza del carico maggiore di quella applicata dall'azionamento. Il carico che proviene dallo spoiler, ha sempre lo stesso segno; la forza che deve sviluppare l'attuatore è sempre rivolta verso l'alto. Per arrivare alla condizione di avere una forza in senso contrario, bisognerebbe che la velocità dell'aria sia maggiore di quella dell'aereo, il che si può verificare quando l'aereo è fermo in parcheggio o per assurdo, stia viaggiando a una velocità minore del vento nella stessa direzione della rotta o stia viaggiando in retromarcia, condizioni non possibili nella realtà.

Nella figura 6.4.5.1 viene riportato il sistema meccanico implementato al simulink, dove si possono notare i due ingressi costituiti dalla coppia e dal carico, indicati con "motor torque" e "load", e l'uscita indicata con "theta". L'uscita identifica l'angolo di attacco dello spoiler. Tale circuito differisce da quello indicato nella figura 6.4.1 solamente nell'ultimissima parte, dove partendo da S3 si determina l'angolo di attacco. Il metodo per la determinazione dell'angolo viene spiegato nel prossimo paragrafo. Nella tabella 6.4.5.1 vengono riportati i valori dei coefficienti che caratterizzano il sistema meccanico.

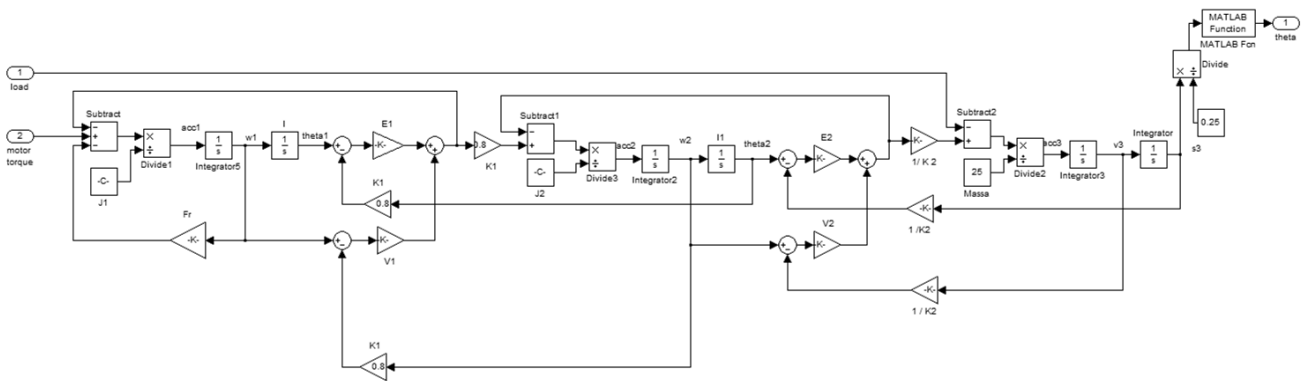


Figura 6.4.5.1 Schema del sistema meccanico al simulink.

J1	$2.78 \cdot 10^{-7} \text{ kgm}^2$	E1	$2451 \frac{\text{Nm}}{\text{rad}}$
J2	$4.65 \cdot 10^{-7} \text{ kgm}^2$	E2	$2451 \frac{\text{Nm}}{\text{rad}}$
M	30 kg	V1	$0.06 \frac{\text{Nms}}{\text{rad}}$
Fr	0.0029 Nms	V2	$0.34 \frac{\text{Nms}}{\text{rad}}$
K1	12	K2	$0.005 \frac{\text{m}}{\text{rad}}$

Tabella 6.4.5.1 Valori dei coefficienti implementati nel sistema meccanico.

6.5 Considerazioni sul sistema

Per determinare l'angolo, dobbiamo conoscere il punto in cui viene applicato l'attuatore sulla superficie da muovere. Nelle figure 6.5.1 viene rappresentato in maniera molto schematica lo spoiler usato nella simulazione, con riportato l'attuatore anch'esso in maniera schematica. Con riferimento a tale figura, viene indicato con C il punto di applicazione dell'attuatore, che si trova a metà della larghezza dello spoiler, indicata con AB e a metà della lunghezza, indicata con BC. L'angolo, indicato con Θ , viene determinato in funzione dello spostamento lineare dell'attuatore, secondo la seguente formula:

$$\Theta = \arcsin \frac{S3}{AC} \quad (13)$$

Nelle figure 6.5.1 viene rappresentato in maniera schematica lo spoiler, visto di lato e da sopra, dove si può notare il perno di rotazione in A, il punto di applicazione dell'attuatore C e l'angolo Θ , che indica angolo di attacco. Per semplicità, la traiettoria del punto C viene pensata come una retta e non come un arco. Lo spostamento massimo che l'attuatore può compiere corrisponde a 85.5 [mm], trovandosi a metà della larghezza totale, che coincide con l'angolo di attacco massimo di 20°. Quando lo spoiler si trova totalmente represso, il suo angolo è pari a zero e lo spostamento S3 anch'esso pari a zero. Quindi il valore dell'angolo che può risultare è un valore compreso tra zero e 20°, mentre per lo spostamento S3 tra 0 e 85.5 [mm].

Il punto di applicazione nel centro è stato scelto in maniera casuale, non tenendo conto delle complicazioni che si possono verificare nel posizionamento dell'attuatore nel caso reale per vari problemi di natura tecnica, quali spazio disponibile, facilità di intervento nel caso di riparazioni e manutenzioni, e protezione del dispositivo da agenti atmosferici. Inoltre, durante il movimento dello spoiler, si assume che non ci siano variazioni nella sua forma, cioè la superficie non subisca deformazioni di natura elastica dovuta alla forza esercitata dall'aria e dall'accelerazione imposta dal sistema di azionamento. Altra semplificazione posta è l'assenza di attriti meccanici sia nella cerniera in cui l'attuatore è collegato con lo spoiler, punto C, sia nella cerniera di collegamento A, dove lo spoiler viene connesso su una struttura fissa dell'aereo e attorno al quale può ruotare. Vista la complessità nel determinare il centro di pressione, cioè il punto nel quale si trova applicata la risultante delle forze dovute all'azione dell'aria, si ipotizza che questo coincida con il punto C, qualunque sia l'angolo di attacco.

Nel nostro caso, la risultante è principalmente dettata dalla portanza, che rappresenta la quasi totalità della forza dovuta all'effetto dell'aria. Il valore della forza resistente è in tutti i casi inferiore al 10 % della portanza. Tale considerazione non è più valida qualora si è in presenza dello stallo, ma nel caso studiato si considera che questo non si verifichi.

Quindi, per riassumere, la risultante della forza ha direzione perpendicolare al piano orizzontale, e si trova nella stessa direzione della forza esercitata dall'attuatore, cioè nel

punto C. Le due forze, quella dell'azionamento e quella esercitata dal fluido hanno la stessa direzione di attuazione e agiscono sullo stesso punto.

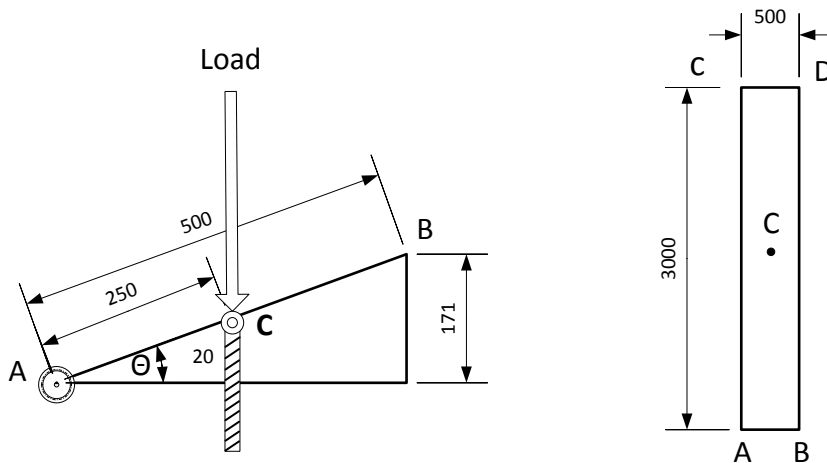


Figura 6.5.1 Figura schematica dello spoiler visto di lato a sinistra e visto da sopra a destra.

6.6 Azionamento brushless

Il motore usato in questo tipo di azionamento deve essere in grado di sviluppare coppia e velocità in base alle caratteristiche che vengono richieste per la movimentazione dell'attuatore. Per questo tipo di simulazione il motore scelto è un comune brushless AC, i cui dati principali vengono forniti nella tabella 6.6.1.

Il modello del motore brushless che si trova sul simulink, chiamato PM Synchronous Motor Drive, è molto semplice da utilizzare. Non serve implementare nessun convertitore PWM per il suo funzionamento, ma è solamente richiesto l'inserimento dei parametri nella sua tabella dati, per impostarne le caratteristiche elettriche, e inserire i vari ingressi negli input.

I parametri da inserire si trovano nella tabella delle proprietà del motore, in cui si possono trovare tre pannelli. Nel primo pannello vanno riportati i parametri elettrici quali sono la resistenza delle fasi, il valore di induttanza dell'asse diretto e in quadratura, il numero di coppie polari e la costante di coppia. I valori iniziali della corrente e dell'angolo sono tutti posti a zero. Quel che è fondamentale è l'input meccanico da inserire come riferimento per l'azionamento. Ricordando che tutta la dinamica del sistema è esterna a questo blocco, come input meccanico viene fornita la velocità, che sarà la velocità meccanica in uscita del primo blocco del subsystem3.

Nella seconda parte, che riguarda il rettificatore che si trova già implementato in questo modello, vengono lasciati i valori forniti per default. Per l'inverter, si imposta come valore di frequenza quello della sorgente che alimenta il motore, cioè 800 Hz, valore scelto arbitrariamente che può essere benissimo presente negli arei more electric di ultima generazione. La sorgente che lo alimenta è un sistema trifase esterno al motore, come si

vede in figura 6.7.1 chiamato Three Phase Source, impostato con lo stesso valore di frequenza, cioè 800 Hz.

Sull'ultima pagina in cui si scelgono i valori del controllore, il parametro fondamentale da scegliere è il tipo di regolazione, che può essere la velocità o la coppia. Nel nostro caso la regolazione sarà una regolazione di coppia. Restano da impostare i valori limiti di coppia, scelti tra +20 Nm e -20Nm, fermo restando che la coppia in uscita da questo motore resta entro il limite dettato dai parametri scelti per il motore.

Nella figura 6.6.1 vengono mostrate le tre schermate che appaiono sull'impostazione dei parametri del motore, e di sotto nella tabella 6.6.1 sono riportati i parametri di maggiore interesse per il motore implementato.

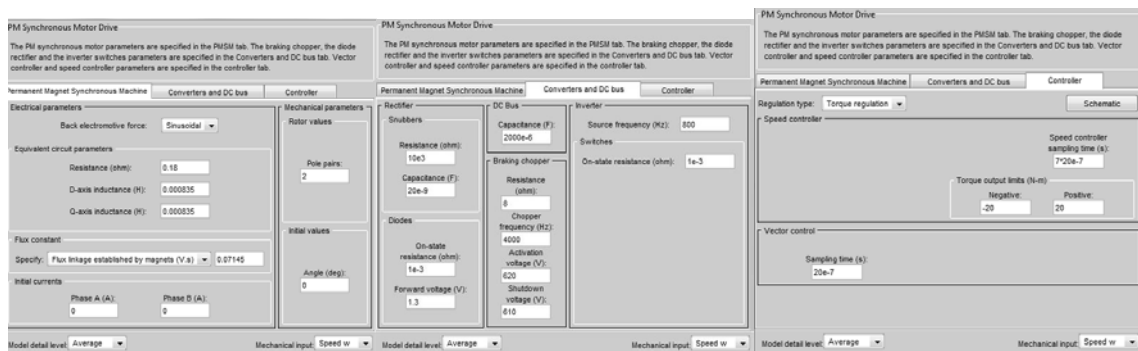


Figura 6.6.1 Impostazione dei parametri del motore

Induttanza diretta	0.000835 H
Induttanza in quadratura	0.000835 H
Resistenza di fase	0.18 Ohm
Costante di coppia	1.05 Nm/A
Coppie polari	4

Tabella 6.6.1 Parametri elettrici principali del motore.

6.7 Sistema di controllo

Quello mostrato sotto, nella figura 6.7.1, è il blocco formato dalla sorgente di alimentazione, dal motore brushless e dal sistema di controllo. All'ingresso del motore viene dato come input la velocità meccanica, indicata con w_m , che è quella che nel risulta dal sistema meccanico, mentre nell'ingresso individuato con SP si da il valore di coppia di riferimento che esce dal sistema di controllo. L'uscita di questo motore (T_e) è il valore di coppia che entra nel sistema meccanico e dovrebbe coincidere con il valore in ingresso nel SP, a meno di non oltrepassare le caratteristiche che possono essere sopportate dal motore.

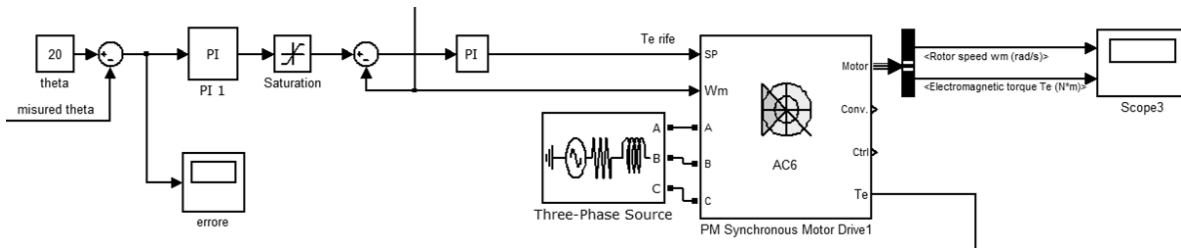


Figura 6.7.1 Schema comprendente il motore, il controllo e la sorgente di alimentazione.

Il valore di coppia dato come ingresso nel SP proviene appunto dal sistema di controllo, qui di seguito brevemente spiegato.

Tutto comincia quando viene dato un riferimento di posizione all'attuatore, proveniente dall'esterno. Per il sistema in questione, il riferimento di posizione viene identificato direttamente come un angolo che, sarà fornito dai comandi mossi dai piloti o dall'avionica di bordo. In questo sistema, questo input è identificato come una costante indicata con "theta". Questo valore può essere variato durante la simulazione entro i limiti tollerabili, cioè inserendo numeri compresi tra zero e venti. Per ogni simulazione si tiene conto che il sistema parta sempre da una posizione di riposo, che corrisponde alla posizione per cui l'angolo di attacco coincide con zero, attuatore represso. Se per esempio si imposta nel subsystem3, un valore positivo di S3 come condizione iniziale nell'ultimo integrale, il che significa che l'angolo di attacco sarà maggiore di zero, il sistema parte da questo angolo e molto velocemente l'angolo si riporta circa a zero per poi portarsi all'angolo scelto come angolo di riferimento.. Per dare un esempio, se il mio angolo di partenza è 10 gradi, e come riferimento si imposta 20, la movimentazione non segue il percorso che va da un angolo di dieci e fino a venti, ma da dieci si porterà verso un angolo minore per poi salire fino a raggiungere il riferimento. Se invece il sistema parte da un angolo pari a zero e si imposta un riferimento pari a 15, il sistema parte e si porta verso questo valore. Se succede che nel frattempo il riferimento viene variato, il sistema reagisce nel modo corretto. Quindi, per le simulazioni si considera che l'angolo di partenza sia sempre pari a zero.

Quindi l'input di ingresso del sistema di controllo sarà un angolo di riferimento. Una volta fornito l'angolo verrà calcolato l'errore misurando l'angolo effettivo che risulta dal sistema meccanico. Questo errore viene dato in ingresso ad un primo PI che fornisce in uscita una velocità di riferimento. La velocità di riferimento che esce è limitata tra due limiti, uno positivo e uno negativo, entrambi posti a $350 \left[\frac{rad}{s} \right]$, in modo che la velocità massima non sia mai maggiore a quella che può sopportare il motore elettrico. Questa velocità sarà confrontata con la velocità meccanica del motore che esce dal sistema meccanico in quanto, all'interno del primo blocco della trasmissione meccanica, si trovano i parametri caratteristici del motore, inerzia e attrito viscoso, e quindi l'uscita del Subsystem3 chiamata wm indica la velocità meccanica del motore. L'errore che ne esce sarà nuovamente dato in ingresso ad un altro PI che determinerà la coppia di riferimento al motore. L'uscita di questo blocco coinciderà con il valore di coppia che dovrà fornire il motore e sarà dato in ingresso al pin SP del motore. In questo azionamento la coppia che

entra nel subsystem3 è fornita direttamente dal motore, mentre la velocità che esce da questo sistema non è detto che coincida con quella che fornisce il motore vero e proprio del PM Synchronous motor drive. Per verificare quanto le due velocità coincidano, si osserverà di quanto differiscono l'una dall'altra, eseguendo la sottrazione tra la velocità in uscita dal subsystem3 e la velocità in uscita dal rotore, presa dal Bus selector in uscita dal pin Motor.

I parametri usati nel sistema di controllo sono stati presi in modo che la velocità del rotore e quella in uscita dal subsystem3 diano un errore tendente a zero. Quindi, quando questo si verifica, si può dire che le caratteristiche meccaniche richieste per questo tipo di attuazione sono le stesse che mi può fornire un vero motore elettrico.

Il tempo che impiega l'azionamento a portarsi nella posizione desiderata non è stato scelto arbitrariamente, ma in maniera tale da coincidere con i tempi che sono attualmente richiesti dai normali attuatori idraulici di uso consolidato negli aerei.

6.8 Determinazioni di velocità e quota

Il caso in questione si occupa di valutare le varie potenze che vengono richieste al motore elettrico per muovere la superficie di controllo. Per avere l'idea della potenza necessaria all'azionamento, bisogna considerare le caratteristiche di velocità e quota che interessano un normale aereo di linea durante un volo.

Cominciamo con elencare le varie fasi di volo che normalmente si presentano:

- parcheggio all'aeroporto (parking);
- rullaggio precedente al decollo (taxi);
- decollo (take off);
- salita (climb);
- crociera (cruise);
- discesa, attesa e avvicinamento (descent, holding and approach);
- atterraggio (landing);
- rullaggio seguente l'atterraggio;
- parcheggio.

Per ogni fase del volo, come già accennato, si presentano diversi valori di velocità e quota che vanno ad incidere sulla potenza richiesta per la movimentazione del dispositivo. Delle diverse fasi che compongono un volo standard, si può escludere che gli spoiler vengano usati durante la salita. Quando un aereo deve salire ha come priorità il massimizzare la portanza e di conseguenza, azionare questi dispositivi in tale situazione non sarebbe di certo di aiuto. Quindi non considero che in questa fase del volo questi vengano usati. Un altro caso di poco conto riguarda la fase di parcheggio, ossia quando l'aereo è fermo, anche se durante in questa fase il personale di bordo controlla la funzionalità di tali dispositivi e quindi è possibile che gli spoiler vengano mossi per verificarne il corretto funzionamento.

In tale situazione, il carico è dovuto solamente alla componente peso e la potenza che ne risulta è molto limitata. Inoltre va tenuto conto delle semplificazioni adottate, soprattutto per quanto riguarda l'assenza degli attriti tra le cerniere che in tale caso vanno ad influire più o meno pesantemente, e quindi quello che ne esce fuori può allontanarsi sensibilmente dalla realtà.

Alcuni delle fasi citate sopra si ripetono durante il volo, come per esempio il rullaggio, anche se nel decollo e nell'atterraggio le velocità sono diverse. Inoltre, durante la partenza, prima del decollo, escludo che gli spoiler possano essere impiegati, mentre saranno usati al massimo nella fase di atterraggio per ridurre portanza e aumentare la resistenza aiutando l'aereo a fermarsi. Quindi le fasi più importanti nei quali valutare il comportamento del sistema di azionamento riguardano la crociera e la discesa fino all'atterraggio e al parcheggio.

La scelta dei dati di volo, velocità e quota, da inserire nel sistema come input, visto che sono proprio questi che vanno ad influire sulle prestazioni dell'azionamento, sono scelti prendendo come riferimento un profilo di un volo reale intercontinentale, relativo ad un aereo quadrimotore. Le due figure 6.8.1 si riferiscono ad un volo con scalo, dove nella prima compaiono in ordinata le velocità in [km/h] in funzione del tempo riportato in ascissa [s], colorando il tragitto con diversi colori in modo da mettere in evidenza anche le altitudini a cui si trova l'aereo. Nella seconda figura a destra si riporta l'andamento della velocità in funzione della quota. In questo grafico, l'andamento fino agli 800 km/h risulta essere sovrapposto da quattro linee, essendo riferito a due viaggi distinti, di cui uno molto più breve rispetto al primo.

Tra le due figure, la più importante sarà quella di destra, che permette di avere una più rapida indicazioni dei valori di velocità e quota, da usare come dati di ingressi nelle simulazioni. Vista la quota massima raggiunta dall'aereo di oltre 12000 metri, si faranno delle simulazioni ogni intervallo di 1000 metri, considerando la velocità massima per quel valore di quota e come quota massima 10000 metri. Andare oltre questo valore significa allontanarsi dai valori reali della densità dell'aria, in quanto il valore della densità fino a questa quota segue un andamento che viene approssimato abbastanza bene dalla formula implementata nel capitolo precedente.

Per esempio, durante la fase del rullaggio, la velocità massima che possiede l'aereo non supera i 380 km/h, quindi si può considerare questo valore di velocità massima per una altitudine che corrisponde a quella del livello del mare, cioè quota nulla. Quindi per questi valori di riferimento si implementa la prima simulazione.

Per gli altri valori di quota e di velocità, si ripete lo stesso procedimento, riportando i dati nella tabella 6.8.1. Per i diversi valori delle velocità, l'approssimazione che ne risulta è in eccesso e mai in difetto.

Le due ultime simulazioni sono eseguite a titolo di esempio. La dodici è giusto per verificare che quando l'aereo è fermo la potenza necessaria a muovere il sistema è molto bassa, anche se in questo caso, come già accennato prima, i valori che risultano non sono molto significativi.

numero	Quota [m]	Velocità [km/h]
1	0	380
2	1000	500
3	2000	600
4	3000	700
5	4000	730
6	5000	760
7	6000	800
8	7000	840
9	8000	880
10	9000	950
11	10000	1100
12	0	0
13	1000	1100

Tabella 6.8.1 Valori di quota e velocità per ogni simulazione.

Nell'ultima invece, si fa riferimento ad un caso estremo, in cui il velivolo si trova ad una velocità completamente superiore ai valori normali, che può verificarsi in caso di avaria.

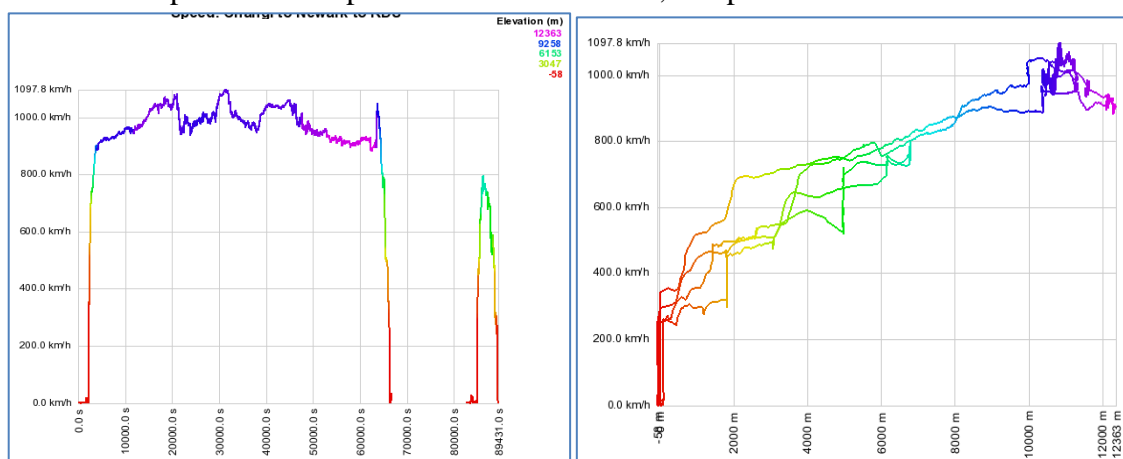


Figura 6.8.1 La figura di destra rappresenta la velocità in funzione del tempo, mentre quella di sinistra la velocità in funzione dell'altitudine.

6.9 Simulazioni

In questa ultima fase, si dovranno simulare i vari casi operativi nei quali si viene a trovare l'azionamento durante le varie fasi di volo con riferimento ai dati di tabella 6.8.1. Per tutte le simulazioni si farà riferimento ad un unico valore di temperatura al livello del suolo, pari a 20°C. Anche se la temperatura può variare da posto a posto, e da volo a volo, le differenze del carico in funzione di quest'ultima non vanno ad incidere in maniera pesante sull'azionamento, e per questo la temperatura viene scelta come dato fisso.

Per ogni simulazione, è interessante riportare come primo riferimento il valore del carico massimo che grava sull'attuatore, che corrisponderà al punto in cui presenta un angolo di attacco maggiore. Visto che in ogni simulazione si parte sempre con angolo di attacco nullo, il carico sarà via via crescente, e il valore massimo sarà in funzione della massima estrazione raggiunta dallo spoiler. Per queste simulazioni, l'angolo raggiunge sempre il suo valore massimo di venti gradi. È proprio per questi valori di apertura che viene richiesto il massimo sforzo da parte dell'azionamento.

Come secondo dato, si riporta il valore della potenza massima, che in ogni simulazione corrisponde al momento in cui la velocità passa dal valore massimo di 350 rad/s, impostato come limite in uscita dal primo PI, ad un valore inferiore. Raggiunto il valore massimo, scenderà fino ad annullarsi nel momento in cui l'errore diventa nullo. È interessante anche vedere dopo quanto tempo questo valore raggiunge il suo picco. Il valore di questa potenza viene calcolata come prodotto della coppia elettromeccanica per la velocità in uscita dal primo blocco, e quindi sono incluse anche le perdite meccaniche considerate nel sistema.

Come terzo e quarto dato si considerano l'andamento della velocità e della coppia erogate dal motore. Per quanto riguarda la velocità il valore massimo sarà di 350 rad/s. Dai diagrammi che ne risulta, l'andamento della potenza e della velocità, una volta che la potenza ha raggiunto il suo valore massimo, seguiranno un andamento simile.

Per la coppia invece, l'andamento segue quello del carico e il valore massimo si avrà in corrispondenza al valore massimo di quest'ultimo. Questo è un dato cruciale per l'attuazione elettromeccanica. Una volta che la superficie di controllo ha raggiunto la posizione stabilita, è molto probabile che questa debba essere mantenuta ferma per un certo intervallo di tempo. Per tenere fermo il dispositivo si può pensare di usare un sistema anti rotazione, che significa aggiungere dei componenti al meccanismo che riducono affidabilità e sicurezza, aumentando anche la complessità e la manutenzione del dispositivo. In alternativa, in questo tipo di attuazione, è bene che il motore elettrico sia in grado di produrre una "stall torque", in modo da aumentare l'affidabilità, requisito di primaria importanza per questo tipo di attuatori. Quindi il valore massimo di coppia richiesto deve coincidere anche con il valore di coppia che il motore può mantenere a rotore fermo per un certo intervallo di tempo.

Ultimo dato di interesse è l'andamento dell'errore di posizione in funzione del tempo. Il tempo massimo richiesto per portare la superficie di controllo nella posizione desiderata non deve superare il secondo. Quindi durante tutte le prove, partendo da una posizione di riposo fino all'estrazione massima, il tempo necessario non deve superare questo limite. Il tempo che si riporta è quello necessario per arrivare ad avere un valore che si può considerare nullo.

Nella tabella 6.9.1 si riportano le grandezze appena elencate per ogni simulazione.

Dei dati che analizziamo, quello di potenza che ne risulta è importante, oltre che per il dimensionamento del dispositivo, anche per il sistema elettrico dell'aereo. Se, per esempio, la potenza che viene richiesta per muovere una superficie come uno spoiler fosse di notevole valore, l'attuazione contemporanea di più dispositivi comporterebbe un carico elettrico piuttosto pesante per il sistema di bordo e quindi si dovrebbe valutare il

dimensionamento di tutto il complesso, tenendo in considerazione eventuali picchi di potenza necessari durante il volo.

Number	Load [kN]	Power [kW]	Torque [Nm]	Time [s]
1	17	1.98	7.5	~1
2	27	2.95	11	~1
3	35	3.75	15	~1
4	43	4.55	18	~1
5	42	4.4	17.5	~1
6	40	3.2	16.5	~1
7	37	3.95	15.5	~1
8	33	3.55	14	~1
9	27	2.95	11.4	~1
10	20.5	2.35	8.7	~1
11	11.8	1.5	4.9	~1
12	0.3	0.042	1.2	~1
13	120	12.2	53	~1

Tabella 6.9.1 Valori massimi del carico, della potenza e della coppia e tempo necessario al raggiungimento dell'errore nullo.

Nella figura 6.9.1 si riporta un solo grafico, che sarà di riferimento anche per tutte le altre simulazioni. Infatti, l'andamento delle grandezze in questione presentano circa lo stesso andamento, soltanto con valori differenti rispetto a quello indicato.

Per ogni simulazione, la potenza massima si presenta sempre attorno a 0.4 s dopo l'inizio della simulazione, momento nel quale la velocità comincia a scendere.

Per ogni prova anche il tempo che impiega per portarsi ad un errore che può considerarsi nullo è di circa 1s.

Dalla tabella 6.9.1 si può notare che la potenza necessaria, la coppia e il carico crescono passando dalla prima alla quarta simulazione. Dalla quinta in poi si può vedere una lieve diminuzione delle caratteristiche meccaniche che vengono richieste dalla settima fino alla undicesima si hanno valori molti inferiori rispetto ai massimi. Questo deriva dal fatto che, all'aumentare di quota, l'aria diventa sempre più rarefatta e la densità diminuisce in maniera molto marcata. Verso la quota massima la densità assume valori che sono dell'ordine di un decimo della densità a terra e di conseguenza la forza viene influenzata in maniera molto rilevante.

Nella dodicesima simulazione, i valori che risultano sono molto bassi proprio perché l'aereo è fermo e quindi l'unico carico che grava è solo quello dovuto alla forza peso dello spoiler. Inoltre non vengono considerati gli attriti, come già accennato precedentemente.

Nell'ultima simulazione invece, il valore della velocità per quella quota è totalmente anomalo e i dati che risultano sono molto più alti dei precedenti.

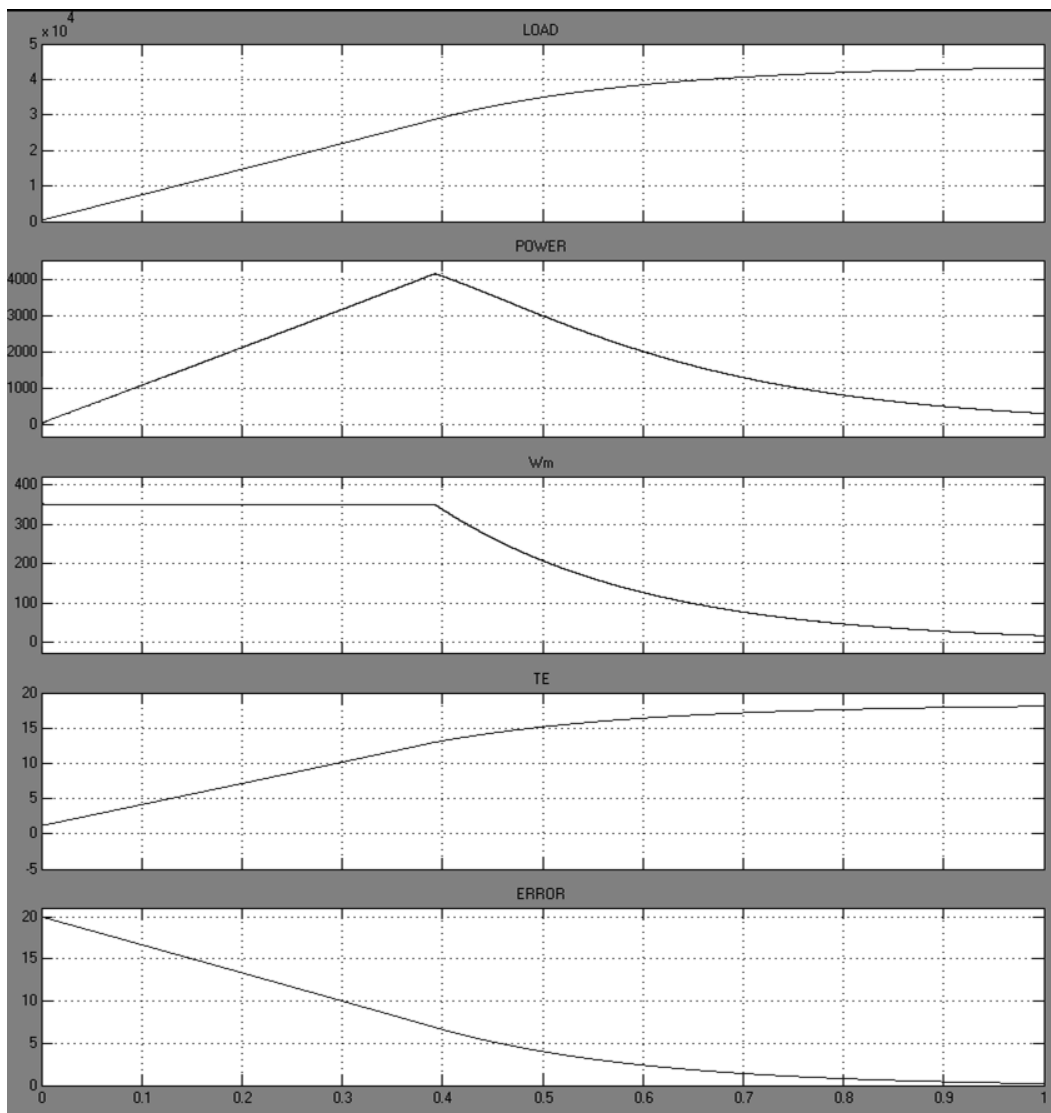


Figura 6.9.1 Andamento del carico, potenza, velocità del motore, coppia elettromagnetica e dell'errore in funzione del tempo.

Il carico, la potenza e la coppia massimi risultano avere un picco di circa tre volte quello che si presenta nelle altre condizioni di lavoro. Questa ultima simulazione è stata eseguita giusto per dare un'idea di cosa potrebbe succedere se un aereo si trova in una condizione estrema, ma questo significa che il velivolo è completamente fuori controllo. In queste circostanze, se vogliamo che il sistema risponda correttamente, il dimensionamento deve avvenire con un ampio margine rispetto a quello del normale funzionamento.

Per tutte le altre simulazioni, il carico massimo che grava sull'azionamento si aggira sui 43 kN, valore di norma per questa tipologia di azionamenti. Quello che può sorprendere è il valore della potenza che viene richiesta dal motore. Nonostante le elevate forze che si oppongono al movimento, la potenza massima durante le normali condizioni di volo è circa di 4,2 kW. Bisogna ricordare che in questo caso la superficie da muovere non rappresenta uno dei pochi ma potenti carichi, come il timone, ma uno dei tanti piccoli sistemi di

attuazione per le superfici di controllo dell'aereo. Se così non fosse, il sistema idraulico dovrebbe avere una potenza elevatissima.

Il valore di coppia richiesta dal motore presenta come valore massimo 18 Nm. Questo significa che se nel dispositivo non sono presenti sistemi di anti rotazione, il motore deve essere in grado di sviluppare questa coppia a rotore fermo per mantenere lo spoiler in posizione per un certo intervallo di tempo. È molto probabile che questa superficie debba rimanere ferma immobile per un tempo piuttosto lungo soprattutto nell'ultima fase, da quando l'aereo comincia ad avvicinarsi a terra fino a che questo non sia completamente fermo. Durante tutte le altre fasi, questi dispositivi vengono regolati per aggiustare le caratteristiche di quota, velocità e del rollio e di conseguenza non dovranno rimanere fermi nella stessa posizione, se non per brevi periodi di tempo. Inoltre, durante la discesa e specialmente nell'ultima parte quando le ruote sono a contatto con il terreno, la velocità diminuisce molto velocemente sia per l'azione dei freni aerodinamici ma soprattutto per i freni sulle ruote. Quindi il valore della "stall torque" che il motore deve mantenere è via via decrescente.

Tra questi valori il più significativo è il valore di potenza. Per la coppia che il motore deve sviluppare, ci possono essere differenze anche significative. Infatti, il valore di coppia dipende sia dalla potenza ma anche dai rapporti che sono presenti nel sistema meccanico tra l'albero motore e il primo albero e il passo della vita. Variando questi rapporti si va ad influire non sulla potenza ma sui valore di velocità e coppia, anche se alla fine il loro prodotto deve comunque fornire lo stesso valore. Cambiando questi rapporti, si possono ottenere azionamenti con coppie minori e velocità maggiori e viceversa.

7 Conclusioni

Lo studio condotto sul sistema di attuazione ha fornito risultati interessanti per le caratteristiche meccaniche che sono necessarie per un azionamento come quello menzionato.

Dai risultati ottenuti con il sistema implementato, si mette in evidenza che le caratteristiche meccaniche necessarie possono essere facilmente ottenute da un motore brushless, o anche da un motore di altra natura.

A prima vista può sembrare molto vicina la scadenza con cui questi dispositivi andranno a sostituire gli attuali attuatori idraulici e di conseguenza, a stravolgere l'intero sistema idraulico di bordo, riducendo il peso, aumentando l'efficienza e la sicurezza.

In realtà, lo stato dell'arte di questi dispositivi non può ancora sostituire completamente il sistema idraulico, soprattutto per il controllo delle superfici primarie quali timone, elevatori e alettoni.

Inoltre questa tipologia di attuatori non hanno ancora raggiunto una durata di vita sufficiente per questa tipologia di dispositivi, aggravando i costi di manutenzione e di sostituzione.

Un'altra preoccupazione è la probabilità di inceppamento a causa dei numerosi contatti meccanici presenti. Aumentando la ridondanza del sistema mettendo più attuatori in parallelo, non garantisce comunque un'adeguata sicurezza, in quanto l'inceppamento di un attuatore può condurre ad una situazione che porta a rendere la totale superficie collegata incontrollabile.

Non sono da sottovalutare anche le condizioni ambientali in cui i dispositivi si trovano ad operare durante le normali condizioni di volo. Temperature tra -50° e $+40$ sono la normale temperatura di esercizio per questi azionamenti. Anche il gradiente di variazione di temperatura esterna può variare in maniera molto repentina, che può portare i materiali a stress termici molto elevati, sia per il sistema meccanico ma anche per l'elettronica di potenza. Se si vuole proteggere il dispositivo dalle intemperie l'unica alternativa è collocarlo in una parte dell'ala più protetta, ma questo rende necessario un collegamento meccanico ausiliario.

Per quanto riguarda il motore, la caratteristica primaria che non può mancare è la tolleranza al guasto. Questa proprietà si raggiunge progettando il motore fault tolerant, ossia adottando in fase di progetto criteri quali l'isolamento termico ed elettrico tra le fasi, un alto valore di induttanza degli avvolgimenti per limitare le correnti di corto circuito e usando un motore a più fasi, per esempio cinque. Tale accorgimento comporta la completa funzionalità del motore non solo quando tutte e cinque le fasi sono sane, ma anche quando una o due fasi sono fuori uso.

Un'altro aspetto da valutare è l'energia che si può recuperare quanto lo spoiler deve scendere. Si può pensare di recuperare questa energia ed immagazzinarla in un condensatore presente nel dispositivo o addirittura di inviarla al bus di alimentazione. In questo secondo caso servono ulteriori investigazioni per valutare i possibili effetti di stabilità che possono nascere nel bus a causa di questa energia di recupero, considerando

anche la contemporaneità di più attuatori. Altra alternativa più semplice consiste nel dissipare questa energia con un chopper di frenatura.

In definitiva, questa categoria di dispositivi necessita ancora di investimenti e sviluppi per essere inserita negli aerei more electric di ultima generazione. Nella prossima generazione di aerei civili l'impianto idraulico sarà molto probabilmente sostituito da attuatori elettroidraulici, già in uso su aerei militari dove hanno completamente sostituito l'impianto idraulico, e su qualche aereo civile anche se usati solo in parte, quindi già in avanzato stato di esecuzione.

Sitografia IEEE

- [1] N. Bianchi and E. Fornasiero, "Impact of MMF space harmonics on rotor losses in fractional-slot permanent-magnet machines," *IEEE Trans. Energy Convers.*, vol. 24, no. 2, pp. 323–328, Jun. 2009.
- [2] J. Wang, Z. P. Xia, D. Howe, and S. A. Long, "Comparative study of 3 phase permanent magnet brushless machines with concentrated, distributed and modular windings," in *Proc. IET PEMD Conf.*, Mar. 2006, pp. 489–493.
- [3] A. J. Mitcham and J. J. A. Cullen, "Permanent magnet generator options for the more electric aircraft," in *Proc. Int. Conf. Power Electron. Mach. Drives*, 2002, pp. 241–245.
- [4] J. W. Bennett, B. C. Mecrow, A. G. Jack, D. J. Atkinson, S. Sheldon, B. Cooper, G. Mason, C. Sewell, D. Cudley, "A prototype electrical actuator for aircraft flaps and slats", *IEEE Int. Conf. on Electrical machines and Drives*, pp. 41 - 47 , May 2005
- [5] Shanshan Wu, Yongdong Li. "Application and Challenges of Power Electronics for Variable Frequency Electric Power System of More Electric Aircraft", 2011 International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS), pp. 1-4.
- [6] Hoang Le-Huy, Claude Lavoie and Alvaro Ortiz Monroy "Modeling and Simulation of a 24-pulse Transformer Rectifier Unit for More Electric Aircraft Power System" International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion Bologna (Italy), October 16th - 18th, 2012.
- [7] M. Barcaro, N. Bianchi, and F. Magnussen, "Analysis and tests of a dual three-phase 12-slot 10-pole permanent magnet motor," in *Proc. IEEE ECCE*, San Jose, CA, Sep. 20–24, 2009, pp. 3587–3594.
- [8] A.J. Mitcham, N. Grum, "An Integrated LP Shaft Generator for the More Electric Aircraft", *IEEE-Colloquium on All Electric Aircraft*, June 1998, pp.8/1-8/9

- [9] R. Bojoi, A. Cavagnino, A. Miotto, A. Tenconi, and S. Vaschetto, "Radial flux and axial flux PM machines analysis for More Electric Engine aircraft applications," in Proc. IEEE ECCE, 2010, pp. 1672–1679.
- [10] D. Ishak, Z. Q. Zhu and D. Howe, "Comparison of PM brushless motors, having either all teeth of alternate teeth wound," IEEE Transactions on Energy Conversion, vol. 21, no. 1, pp.95-103, Mar. 2006.
- [11] G. Friedrich and A. Girardin, "Integrated starter generator," IEEE Ind.Appl. Mag., vol. 15, no. 4, pp. 26–34, Jul./Aug. 2009.
- [12] A. Cavagnino, A. Miotto, A. Tenconi, and S. Vaschetto, "Eddy current losses reduction in fractional slot concentrated winding PM generators for more electric engine application," in Proc. IEEE-ICCEP, 2011, pp. 357–363.
- [13] Rosero, J.A.; Ortega, J.A.; Aldabas, E.; Romeral, L. "Moving towards a more electric aircraft", Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE, On page(s): 3 - 9 Volume: 22, Issue: 3, March 2007
- [14] W. Cao, B. Mecrow, G. Atkinson, J. Bennett, and D. Atkinson, "Overview of electric motor technologies used for More Electric Aircraft (MEA),"IEEE Trans. Ind. Electron., vol. 59, no. 9, pp. 3523–3531, Sep. 2012
- [15] Boglietti, A. Cavagnino, A. Tenconi, and S. Vaschetto, "The safety critical electric machines and drives in the more electric aircraft: A survey,"in Proc. IECON, 2009, pp. 2587–2594.
- [16] C. R. Avery, S. G. Burrow, and P. H. Mellor, "Electrical generation and distribution for the more electric aircraft," in Proc. 42nd Int. Univ. Power Eng. Conf. (UPEC 2007), Sep. 4–6, pp. 1007–1012.
- [17] X. Roboam, B. Sareni, A. D. Andrade, "More Electricity in the Air: Toward Optimized Electrical Networks Embedded in More-Electrical Aircraft," IEEE Ind. Electr. Magazine, vol.6, no.4, pp.6-17, Dec. 2012.
- [18] Norman, P.J. ; Galloway, S.J. ; Burt, G.M. ; Hill, J.E. "Evaluation of the dynamic interactions between aircraft gas turbine engine and electrical system" Trainer, D.R. Power Electronics, Machines and Drives, 2008. PEMD 2008. 4th IET Conference on Publication Year: 2008 , Page(s): 671- 675

- [19] Hirst M.; McLoughlin A.; Norman P.J.; Galloway S.J.: Demonstrating the more electric engine: a step towards the power optimised aircraft. IET-Electr. Power Appl., 2011, vol. 5, no. 1, pp. 3-13.
- [20] C. Gerada, K. Bradley, C. Whitley, and G. Towers, "Integrated machine design for electro mechanical actuation," in Proc. IEEE Int. Symp. Ind. Electron., 2007, pp. 1305–1310
- [21] A. Garcia, J. Cusido, J. A. Rosero, J. A. Ortega, and L. Romeral, "Reliable electro-mechanical actuators in aircraft," IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag., vol. 23, no. 8, pp. 19–25, Aug. 2008.

Sitografia web

- [1] A.A. Abdelhafez, A. J. Forsyth, "A Review of More-Electric Aircraft," Conf. Rec. ASAT, 2009.
- [2] Nelson, T. "787 Systems and Performance", Boeing Commercial Airplanes.
- [3] Sinnett M. "787 No-bleed systems: saving fuel and enhancing operational efficiencies. Aero Quart 2007;6–11."
- [4] Jon Clare, Examples of More Electric Aircraft Research in the Aerospace Research Centre," University of Nottingham, available "<http://www.nottingham.ac.uk/aerospace/documents/moreelectricaircraftresearch.pdf>
- [5] Munoz-Ramos K, Pratt J, Klebanoff L, Akhil A, Schenkman B, Curgus D., "Electrical analysis of proton exchange membrane fuel cells for electrical power generation on-board commercial airplanes," In: Presented at the 2012 IEEE transportation electrification conference and expo, Dearborn, MI; 2012.
- [6] Mike Sinnett, "787 electrical system and batteries," Boeing, February 2013, available <http://www.boeing.com/787-media-resource/docs/Sinnett-TOS-Deck.pdf>
- [7] Michael J.Zolidis, "emergency airplane RATS," Hamilton Sundstrand. February 2006, available <http://iee.e.rackoneup.net/rrvs/06/Emergency%20RATs%20Presentation.pdf>

- [8] Abdel-Hafez, A. Power Generation and Distribution System for a More Electric Aircraft-A Review, available <http://www.intechopen.com/download/get/type/pdfs/id/28814>
- [9] Pat Wheeler, “The more electric aircraft, why aerospace needs power electronics,” University of Nottingham, available http://www.lboro.ac.uk/research/iemrc/Events%20write%20up/Power%20Electronics%2014.05.09/More_Electric_Aircraft_000.pdf
- [10] Omer Majeed, “Aircraft Environmental Control System,” Carleton University, November 2010, available <http://www.srs.aero/wordpress/wp-content/uploads/2010/11/AERO-4003-ECS-Lecture-Final.pdf>
- [11] Joseph W. Pratt, Leonard E. Klebanoff, Karina Munoz-Ramos, Abbas A. Akhil, Dita B. Curgus, and Benjamin L. Schenkman, “Proton Exchange Membrane Fuel Cells for Electrical Power Generation On-Board Commercial Airplanes,” May 2011, available http://www1.eere.energy.gov/hydrogenandfuelcells/pdfs/pem_onboard_airplane.pdf
- [12] SEHAB, Rabia. "An Aerodynamic Load for an Electrohydraulic Actuator: Advanced Modelling and Implementation Using Electric Actuators," available, <http://www.iiis.org/CDs2009/CD2009SCI/SCI2009/PapersPdf/S554FW.pdf>
- [13] Abdel-Fadil, Reyad, Ahmad Eid, and Mazen Abdel-Salam. "Electrical Distribution Power Systems Of Modern Civil Aircrafts." , available <http://www.afaqscientific.com/icest2013/22-Eid76.pdf>
- [14] <http://www.moog.com/products/actuation-systems/aircraft/primary-flight-control-actuation-system-for-787/>
- [15] Faleiro, L. F., et al. "Integrated equipment systems for a more electric aircraft—hydraulics and pneumatics." 24th. International congress of the aeronautical science. 2004, available http://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2004/PAPERS/177.PDF
- [16] Roberto Ronchi, “Prestazioni Aeromobili,” ENAV. Maggio 2008, available http://www.enav.it/ec5/enav/it/pdf/prestazioni_aeromobili_low.pdf
- [17] C. Frank Starmer, http://frank.itlab.us/photo_essays/wrapper.php?apr_02_2009_sin_ewr.html

- [18] Hannes Wagner, Galin Nikolov, Andreas Bierig, and Holger Spangenberg, “More electric aircraft are not without challenges”, German Aerospace Center (DLR), SAE technical paper 2011-01-27
- [19] “Turbofan”, Wikipedia the free encyclopedia, available <http://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>
- [20] “Aerodynamics”, Wikipedia the free encyclopedia, available <http://en.wikipedia.org/wiki/Aerodynamics>
- [21] “Drag (physics)”, Wikipedia the free encyclopedia, available [http://en.wikipedia.org/wiki/Drag_\(physics\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Drag_(physics))
- [22] “Wingtip device”, Wikipedia the free encyclopedia, available http://en.wikipedia.org/wiki/Wingtip_device
- [23] “Angle of attack”, Wikipedia the free encyclopedia, available http://en.wikipedia.org/wiki/Angle_of_attack

Libri

- [1] Roskam, Jan, and Chuan-Tau Edward Lan. Airplane aerodynamics and performance. DARcorporation, 1997.
- [2] S.Chiesa, Impianti Di Bordo Per Aeromobili: Impianti Pneumatico, Condizionamento, Antighiaccio e A.P.U., CLUT, 1981.
- [3] S.Chiesa, Impianti Di Bordo Per Aeromobili: Impianto Elettrico, CLUT, 1981.
- [4] F.Vagnarelli, Impianti Aeronautici vol.I - Impianti di Bordo - Parte I, IBN Editore, 1991.
- [5] I.Moir, A.Seabridge, Aircraft Systems, Longman Scientific and Technical, 1992
- [6] Autori vari, Avionic Systems, ed D.H.Middleton, Longman Scientific and Technical, 1989.
- [7] S.E.T. Taylor, H.A.Parmar, R.Underdown, Ground Studies for Pilots - Vol I - Radio Aids, BSP Professional Books, 1988.

- [8] W.L.Green, Aircraft Hydraulic Systems, Wiley, 1985.
- [9] I.Moir, A.Seabridge, Aircraft Systems, Longman Scientific and Technical, 1992
- [10] G.Rigamonti, Oleodinamica E Pneumatica, Hoepli, 1987
- [11] Moir, Ian, and Allan Seabridge. Aircraft systems: mechanical, electrical and avionics subsystems integration. Vol. 21. John Wiley & Sons, 2008.

Ringraziamenti

Durante questi lunghi anni di studio, partendo dalle scuole primarie fino ad arrivare alla tanto ambita laurea magistrale, ho sempre avuto un punto fisso di riferimento, sia emotivo che economico, che mi ha permesso di raggiungere con successo questo traguardo. Il mio primo più grande ringraziamento va quindi alla famiglia, ai miei genitori e alla sorella, che non hanno mai smesso di credere in me, anche quando le speranze venivano meno.

Un meritato ringraziamento va al professore Giuseppe Buja. Oltre al tempo che ha dedicato per seguirmi nella mia ultima fase di studio, mi ha fatto scoprire un mondo straordinario a me sconosciuto non solo del more electric, ma di tutto quello che permette ad un aereo di rimanere in volo.

Mai potrò dimenticare il mio compagno di corso Andrea Mozzato, che oltre ai tanti momenti passati assieme in questi ultimi anni, mi ha fornito di decine di kg di appunti, presi con molta cura, registrando tutte le lezioni e ricopiando, come non ho mai visto fare da nessun altro. In questi due anni i suoi appunti sono stati un toccasana fondamentale.

Infine volevo ringraziare tutti quelli che mi sono stati vicini durante questi anni di studio, dal primo all'ultimo anno, che hanno reso questa avventura meno pesante.

