



# **POLITECNICO DI MILANO**

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

## **THE ALL-ELECTRIC AIRCRAFT**

Relatore universitario: Prof. Ing. Cesare Cardani

Ritchard Najib El-Khoury 724935

Anno accademico 2008/2009

# Indice

---

<b>Indice</b>	<b>Pag.2</b>
<b>Elenco delle figure</b>	<b>Pag.5</b>
<b>Acronimi</b>	<b>Pag.7</b>
<b>Introduzione</b>	<b>Pag.9</b>
<b>1. Dal more-electric all'all-electric aircraft</b>	<b>Pag.10</b>
<b>1.1: "More-electric aircraft"</b>	10
1.1.1: Sistema comandi di volo	11
1.1.2: Generazione di corrente	13
1.1.3: Controllo del propulsore	14
1.1.4: All-electric engine	14
<b>1.2: Power optimized aircraft</b>	15
1.2.1: POA a livello AES	17
1.2.2: POA a livello velivolo	19
<b>2. Sistemi elettrici aeronautici</b>	<b>Pag.22</b>
<b>2.1: Batterie</b>	22
2.1.1: Dry cells	22
2.1.1.1: Celle primarie	23
2.1.1.2: Celle secondarie	23
2.1.2: Batterie lead-acid	24
2.1.2.1: Costruzione delle celle lead-acid	26
2.1.3: Ricarica delle batterie	27
2.1.3.1: Ricarica a corrente costante	27
2.1.3.2: Ricarica a tensione costante	27
<b>2.2: Corrente elettrica aeronautica</b>	28

2.2.1: Caratteristiche della corrente alternata aeronautica	29
<b>2.3: Generatori elettrici</b>	<b>34</b>
2.3.1: Principio di generazione della corrente alternata	34
2.3.2: Alternatori degli aeromobili	35
2.3.2.1: Il sistema alternatore con un output DC	36
2.3.2.2: Generatori di corrente alternata	37
2.3.2.3: Alternatori brushless	38
2.3.2.4: Inverter	40
<b>2.4: Motori elettrici</b>	<b>40</b>
2.4.1: Motori DC	41
2.4.1.1: Series motors	41
2.4.1.2: Shunt motors	42
2.4.1.3: Compound motors	43
2.4.1.4: Caratteristiche dei motori elettrici DC	43
2.4.2: Motori AC	44
2.4.2.1: Induction motor	45
2.4.2.2: Synchronous motors	47
2.4.2.3: Caratteristiche dei motori elettrici AC	48
<b>3. Tecnologie innovative per l'aeronautico</b>	<b>Pag.50</b>
<b>3.1: Il FADEC</b>	<b>50</b>
3.1.1: Generalità	50
3.1.2: Architettura del sistema	52
3.1.3: Il sistema FADEC del CFM56-5B	54
3.1.3.1: Interfacce ECU	57
3.1.3.2: HMU	57
<b>3.2: ECS (environmental cabin system)</b>	<b>59</b>
3.2.1: Il sistema pneumatico	59
3.2.2: Ultimi sviluppi per velivoli civili	60
3.2.3: Effetti critici	62
<b>3.3: Flight control actuation technology</b>	<b>62</b>

---

3.3.1: L'attuazione elettrica	63
3.3.1.1: EMA (electromechanical actuation)	64
3.3.1.2: EHA (electrohydrostatic actuation)	65
3.3.1.3: IAP (integrated actuator package)	67
3.3.2: Problematiche riguardanti l'attuazione elettrica	69
3.3.2.1: Motori elettrici e controllori elettronici associati	69
3.3.2.2: Generazione di calore e EMC	70
3.3.2.3: Fattore e qualità di alimentazione	71
3.3.2.4: Affidabilità e sicurezza	72
3.3.3: Distribuzione elettrica ad alta potenza	74
3.3.4: Architettura elettrica dei sistemi di attuazione	75
<b>3.4: Freni elettrici</b>	<b>76</b>
3.4.1: Generalità	76
3.4.2: Funzionamento	78
3.4.3: Vantaggi	79
3.4.4: Qualificazione	80
<b>3.5: Fuel cell</b>	<b>81</b>
3.5.1: Proton exchange fuel cell	82
3.5.2: Solid oxid fuel cell	83
3.5.3: Efficienza delle fuel cells	84
3.5.4: Applicazioni in campo aeronautico	86
<b>Conclusioni</b>	<b>Pag.89</b>
<b>Riferimenti</b>	<b>Pag.90</b>

## Elenco delle figure

---

Figura 1: Architettura power-by-wire.	12
Figura 2: Esempio di Architettura more-electric.	15
Figura 3: Distribuzione convenzionale di potenza.	16
Figura 4: Architettura elettricamente ottimizzata.	18
Figura 5: Principio di funzionamento di una batteria.	22
Figura 6: Esempio di una cella primaria.	23
Figura 7: Esempio di una cella secondaria.	24
Figura 8: Esempio di batterie lead-acid a 6 e a 12 celle.	24
Figura 9: Diagramma schematico di collegamento in serie e in parallelo delle celle.	25
Figura 10: Tabella riassuntiva delle reazioni chimiche in una batteria lead-acid.	25
Figura 11: Componenti ed assemblaggio di una batteria lead-acid.	26
Figura 12: Ricarica a corrente costante.	27
Figura 13: Ricarica a tensione costante.	28
Figura 14.a: Principio di generazione della corrente alternata (posizione 1).	29
Figura 14.b: Principio di generazione della corrente alternata (posizione 2).	29
Figura 14.c: Principio di generazione della corrente alternata (posizioni 3,4).	30
Figura 14.d: Principio di generazione della corrente alternata (posizione 5).	30
Figura 15: Corrente trifase.	31
Figura 16: Schema di due alternatori, a delta (a) e a Y (b).	32
Figura 17: Esempio di corrente alternata in uscita da un alternatore.	32
Figura 18: Principio di generazione della corrente alternata.	34
Figura 19: Schematizzazione di un rotore trifase.	35
Figura 20: Alternatore a stella con circuito di rettifica.	36
Figura 21: Alternatore con rotore elettromagnetico a quattro poli.	38
Figura 22: Schemi di motori DC: series (a), shunt (b) e compound (c).	41
Figura 23: Elementi costruttivi di un series motor.	42
Figura 24: Shunt motor.	43

---

Figura 25: Principio di funzionamento di un motore AC.	46
Figura 26: Spaccato di un motore a induzione.	47
Figura 27: Esempio di un synchronous motor.	48
Figura 28: Schema riassuntivo delle funzioni del sistema FADEC.	51
Figura 29: Parametri in gioco nel sistema FADEC.	53
Figura 30: ECU del CFM56-5B.	54
Figura 31: Schema dell'ECU del CFM56-5B.	55
Figura 32: Connessioni dell'HMU.	58
Figura 33: Architettura dell'HMU.	58
Figura 34: EMA per controlli ad alta potenza.	65
Figura 35: EHA per controlli ad alta potenza.	66
Figura 36: Schema riassuntivo del controllo in un EHA.	67
Figura 37: IAP avanzato a doppio canale.	68
Figura 38: Schema riassuntivo del controllo in un IAP.	68
Figura 39: Configurazioni a fase-isolate dell'azionamento.	73
Figura 40: Possibile collocazione degli attuatori EHA sulle superfici di comando.	75
Figura 41: Architettura di un freno elettrico a 5 statori.	77
Figura 42: Configurazione convenzionale di un impianto frenante.	78
Figura 43: Impianto frenante elettrico.	78
Figura 44: Componenti di un impianto frenante elettrico.	79
Figura 45: Freno elettrico del Boeing 787.	81
Figura 46: Cell stack.	82
Figura 47: Principio di funzionamento di una fuel cell ad idrogeno.	83
Figura 48: Caratteristiche delle principali fuel cell in commercio o in fase di sviluppo.	86
Figura 49: Schema della catena propulsiva dello <i>Skyspark</i> .	87

# Acronimi

Alternate Current	AC
Air Cycle Machine	ACM
Air Data Inertial Reference System	ADIRS
Air Data Inertial Reference Units	ADIRU
ALL-ELECTRICAL AIRCRAFT	AEA
Aircraft Equipment Systems	AES
Axial Gear Differential	AGD
Auxiliary Power Unit	APU
Aircraft System Validation Rig	ASVR
Built In Test Equipment	BITE
Brushless DC Motor	BLDC
Bleed air Monitoring Computers	BMC
Burner Staging Valve	BSV
Cross Channel Data Link	CCDL
Centralized Fault Display Interface Unit	CFDIU
Centralized Fault Display Interface Unit	CFDIU
Constant Speed Drive	CSD
Direct Current	DC
Display Management Computers	DMC
Display Management Computers	DMC
Data Management Unit	DMU
Electronic Centralized Aircraft Monitoring	ECAM
Electronic Control Box	ECB
Environmental Cabin System	ECS
Electronic Control Unit	ECU
Electronic Environmental Cabin System	E-ECS
Exhaust Gas Temperature	EGT
Electro-Hydrostatic Actuator	EHA
Engine Interface Unit	EIU
Electromechanical Actuation	EMA
Forza Elettro-motrice	emf

Electromagnetic Interference	EMI
Emergency Power Unit	EPU
Engine System Validation Rig	ESVR
Full Authority Digital Electronic Control	FADEC
Fly by Wire	FBW
Flight Control Computer	FCC
Flight Control Unit	FCU
Flight Management and Guidance Computers	FMGC
Fuel Metering Valve	FMV
Flight Warning Computers	FWC
Hydro Mechanical Unit	HMU
High Pressure Turbine Active Clearance Control	HPTACC
Integrated Actuator Package	IAP
Integrated Drive Generator	IDG
Landing Gear Control and Interface Unit	LGCIU
Low Pressure Turbine Active Clearance Control	LPTACC
Line Replacable Unit	LRU
Multipurpose Control and Display Unit	MCDU
More-Electric Aircraft	MEA
Mean Time between failures	MTBF
Power Optimized Aircraft	POA
Power by Wire	PBW
Permanent Magnet Generator	PMG
Rotor Active Clearance/Start Bleed	RAC/SB
Ram Air Turbine	RAT
Rotations per Minute	RPM
Solid Oxid Fuel Cell	SOFC
Switched Reluctance	SR
Transient Bleed Valve	TBV
Throttle Control Unit	TCU
Cockpit engine controls including Throttle Lever Angle)	TLA
Variable Bleed Valve	VBV
Variable Stator Vane	VSV



# Introduzione

---

Negli ultimi anni, l'industria aeronautica ha subito una vera rivoluzione elettronica. La miniaturizzazione della tecnica digitale ha permesso di ridurre i pesi e gli ingombri e ai costruttori di ampliare le funzioni dei sistemi elettrici convenzionali. I circuiti elettronici oggi fanno consistentemente parte di ogni sistema di bordo dei velivoli moderni.

Questo periodo della “*storia aeronautica*” può essere benissimo chiamato “l'era elettronica” perché l'elettricità e l'elettrotecnica sono diventate VITALI per il funzionamento e l'operatività delle macchine volanti, particolarmente, per quanto riguarda gli aspetti della navigazione, comunicazione e il controllo.

Dopo questa *rivoluzione*, il velivolo completamente elettrico “ALL-ELECTRICAL AIRCRAFT” è quasi realtà. Infatti, con l'ampliamento del sistema elettrico di bordo per coprire nuove funzioni una volta demandate a diversi sistemi, come il sistema idraulico e quello pneumatico, è stato possibile pensare alla loro sostituzione con quello più esigente e funzionale, il sistema elettrico.

Prima di affrontare questo studio, è giusto chiedersi: perché un velivolo completamente elettrico?

La risposta nasce da un semplice motivo. Sugli aeromobili sono presenti diversi impianti con molteplici e svariate funzioni a essi demandate. Con gli sviluppi e i vantaggi raggiunti oggi, l'impianto elettrico ha subito un'evoluzione radicale che ha permesso di allargarne le funzioni ed estenderle a varie utenze che una volta erano richieste ad altri sistemi. Sorge a questo punto spontaneo chiedersi, se l'impianto elettrico può compiere le funzioni degli altri impianti, mentre essi non possono svolgere i compiti elettronici, allora perché non provvedere alla completa sostituzione degli impianti “*ingombro*” con un unico impianto efficace e vitale quando questo è possibile?

Così si è pensato allo sviluppo del sistema elettrico e a estendere le sue capacità affinché si possa rispondere alle diverse esigenze e utenze a bordo degli aeromobili. Il frutto di questo ragionamento sta diventando una realtà concreta in rapida espansione nell'industria aeronautica.

Questo studio è mirato a fare luce sugli sviluppi fatti in questo dominio e a evidenziare le caratteristiche di un velivolo completamente elettrico. Esso si articola principalmente su tre fasi: discussione globale sul velivolo elettrico (vantaggi svantaggi e problematiche), caratteristiche degli impianti elettrici (generazione, trasformazione, motori...) e tecnologie innovative nel campo aeronautico (attuali e future). Particolare attenzione sarà focalizzata sullo studio dei freni elettrici, applicazione tipica di questa rivoluzione che potrà essere impiegata anche sui veicoli di trasporto terrestre.

# **1: Dal More-Electric all'All-Electric Aircraft**

---



## **1.1: “More-electric aircraft”**

I progressi che si compiono nella tecnologia aeronautica sono spesso dovuti a diverse esigenze, quali la riduzione del peso, l'incremento dell'affidabilità, il miglioramento delle prestazioni o il costo del ciclo di vita delle macchine volanti. Mettiamo questi quattro ingredienti insieme in un unico concetto, otteniamo un potenziale argomento per lo sviluppo.

La continua evoluzione dei sistemi elettrici dei velivoli sta generando una nuova mappa tecnologica nella quale queste necessità sono combinate con l'aumento della potenza elettrica richiesta a bordo per creare i sistemi “more-electric” di oggi. In aggiunta agli innumerevoli vantaggi operativi offerti oggi e nel prossimo futuro, questi sviluppi stanno anche fornendo una fondazione critica per un rivoluzionario concetto noto come “All-Electric Aircraft”.

L'obiettivo di questo visionario concetto del futuro è di eliminare quante tubature e fonti di potenza idraulica possibile. Questo può essere anche esteso ai propulsori aeronautici che tradizionalmente forniscono trazione, potenza pneumatica, potenza idraulica ed elettrica. L'ottimizzazione e la riprogettazione mirano a un motore che produce trazione e predominantemente energia elettrica.

Le previsioni più ottimistiche dichiarano che nei prossimi 10 - 15 anni lo sviluppo delle tecnologie basilari dell'“All-Electric Aircraft” potrà essere completato. I passi intermedi prima di raggiungere lo scopo finale si stanno concretizzando oggi nel “more-electric aircraft” e coinvolgono l'applicazione dei nuovi sistemi di alimentazione elettrica, la tecnica digitale e le architetture distribuite, onde semplificare la grossa complessità intrinseca dei sistemi idraulici e pneumatici. Vantaggi immediati derivanti dalla vasta applicazione delle nuove tecnologie elettriche si rispecchiano nel miglioramento delle prestazioni, riduzione dei pesi e dei volumi e complessivamente del costo operativo.

Portando il “more-electric aircraft” dalla carta alla realtà, l'Airbus ha prodotto un primo esempio vivo, l'A380, nel quale importanti modifiche tecnologiche verso il velivolo elettrico sono state implementate.

Gli attuali progressi relativi ai sistemi di bordo possono essere raggruppati in: comandi di volo, controllo del propulsore e la generazione d'energia. Gli sviluppi compiuti a questo proposito sono evidenziati di seguito.

### **1.1.1: Sistema comandi di volo**

Questo sistema fornisce parecchi esempi dell'evoluzione tecnologica dal sistema tradizionale di attuazione idraulica dei comandi al sistema “fly by wire” e prossimamente l'eventuale “power by wire”, mirate a ridurre il peso del velivolo, migliorarne la disponibilità e facilitarne la manutenzione.

L'attuazione dei comandi di volo convenzionale, nota come “fly by wire” è controllata elettricamente ma potenziata idraulicamente. Questi sistemi dipendono da un circuito idraulico ad alta pressione esteso lungo la fusoliera per fornire la pressione idraulica necessaria per movimentare le superfici di comando. Lo scopo del power by wire è di ridurre significativamente o di eliminare completamente le connessioni idrauliche e i rischi associati a esse, alimentando direttamente gli attuatori con potenza elettrica. Questa tecnologia di attuazione elettrica implica l'impiego di un motore e di una sofisticata unità elettronica di controllo che potrebbe benissimo interagire come parte di un sistema di controllo distribuito.

I vantaggi che si traggono dal more-electric flight control sono considerevoli. Consideriamo come esempio un grande velivolo di trasporto civile, come l'A380; esso avrà bisogno di tre circuiti idraulici per assicurare un'adeguata ridondanza. Se si sostituisce uno di questi circuiti con un altro azionato tramite un attuatore elettro-idrostatico (EHA), ne consegue un risparmio di peso di circa 450 kg e s'incrementa la pressione negli altri canali realizzando un ulteriore risparmio nel peso dell'impianto idraulico.

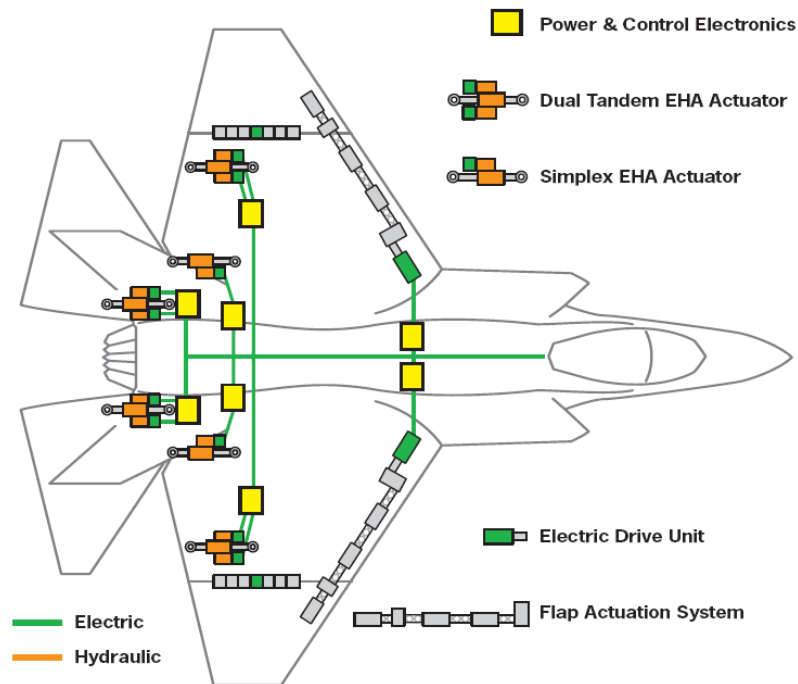


Figura 1: Architettura Power-By-Wire (moog.com).

Anche per la manutenzione i benefici sono sostanziali. Le unità dell'attuazione power by wire sono rimpiazzabili in linea di volo (LRU) con sole connessioni meccaniche ed elettriche al velivolo. Questo elimina la necessità di riempire e drenare il sistema di liquidi idraulici come succede solitamente con l'idraulica centralizzata. Da quando tali attuatori sono auto-contenuti e remotamente localizzati sulle superfici, le aeree esposte a danni sono molto ristrette. In più sono progettati per essere "*position sensitive*", cioè essi forniscono soltanto il flusso e la pressione necessari per la movimentazione e il mantenimento delle utenze attuate al contrario dei convenzionali sistemi idraulici centralizzati che sono configurati per produrre una pressione continua. Il flusso è misurato in ogni attuatore e questo significa un grande consumo di energia e una generazione indesiderata di calore.

Di conseguenza, l'uso della potenza elettrica per alimentare l'attuazione primaria e secondaria, e in definitiva sostituire i servizi pneumatici sui velivoli porterà delle richieste sostanziali più penalizzanti sul sistema elettrico in termini di potenza totale drenata e di qualità di corrente. Il sistema di generazione deve essere progettato per rispondere a queste nuove richieste e il controllo dell'attuazione deve essere molto veloce e rispondere a impulsi di corrente elevata. Perciò la qualità della corrente è ovviamente anch'essa un punto di discussione.

### **1.1.2: Generazione di corrente**

Ovviamente, ogni passaggio effettuato dall'attuazione idraulica a quella elettrica implica una spesa addizionale sul bilancio energetico richiesto al sistema di generazione di potenza elettrica. La tecnologia more-electric ha indirizzato le esigenze di generazione e di qualità di corrente a richiedere i generatori a frequenza variabile. Essi sono la chiave di un sistema di altissimo output che potrebbe incrementare significativamente la potenza prodotta senza penalizzare ulteriormente il peso complessivo della macchina.

Al contrario delle soluzioni tradizionali che utilizzano un sistema di potenza a frequenza costante nel quale le variazioni di velocità del motore sono cancellate dal generatore tramite un complesso sottosistema integrato; quello a frequenza variabile elimina tale sottosistema e permette la variabilità dell'output del generatore in funzione della velocità di rotazione del propulsore. Il risultato è un miglioramento apprezzabile nell'affidabilità e nella manutenzione. Un esempio di questo sistema è già montato sul Bombardier's Global Express® business jet.

Un altro punto di vista cruciale riguardante la generazione di potenza concerne la capacità di alimentazione durante le situazioni di emergenza. Nuovi generatori ausiliari d'emergenza Fan-Driven sono in fase di sviluppo per sostituire le convenzionali Ram Air Turbine (RAT). Questi, oltre a fornire l'adeguata potenza nella condizione a mulino del propulsore, permettono al generatore di alimentare il sistema primario operando come unità di generazione principale. Ciò dà l'opportunità di ridurre le dimensioni e il peso dei generatori primari.

L'indipendenza dal resto del velivolo e la disponibilità di cui gode questo elemento sono di vitale importanza quando si ha bisogno di riavviare il propulsore. Infatti, il motore progettato fornisce non solo la potenza in condizione di *windmill*, ma anche la corrente elettrica necessaria per alimentare le pompe del combustibile che avviano il motore. Altrimenti non si ha questa capacità, perciò i fan-driven sono cruciali sotto quest'aspetto.

### **1.1.3: Controllo del propulsore**

In aggiunta alle attività riguardanti lo sviluppo dei sistemi dei comandi di volo e della generazione e controllo della corrente elettrica, una porzione rilevante delle ricerche tratta l'applicazione dei sistemi di controllo elettrici al motore.

I sistemi di controllo di un motore a getto aumentano la pressione del combustibile per permettere la combustione e consegnare la quantità necessaria per il funzionamento del motore. I sistemi tradizionali erano molto semplici, ma hanno subito delle complicazioni quando si è andati a incorporare dispositivi come il compensatore di quota o i limitatori di pressione, temperatura e velocità. Questa difficoltà idro-meccanica ha spinto verso l'adozione delle tecniche di supervisione che ha portato alla digitalizzazione del controllo di oggi come il sistema FADEC (full authority digital electronic engine control). Questo passo verso il more-electric aircraft comporta l'incorporazione di circuiti elettronici in ogni attuatore del propulsore e di un data bus digitale attorno al motore per consentire la comunicazione tra di loro.

L'applicazione della tecnologia del *controllo distribuito* offre tanti vantaggi quali: la facilitazione dell'isolamento dei guasti con il 100% di certezza, il miglioramento dell'affidabilità e una diminuzione tra 20 - 30% delle spese di manutenzione rispetto a un controllo tradizionale su un tipico motore.

### **1.1.4: The all-electric engine**

Con la riduzione delle richieste di potenza idraulica, pneumatica e meccanica; il nuovo motore aeronautico può essere semplificato e riprogettato, focalizzando l'attenzione sulla produzione della trazione e dell'energia elettrica. In aggiunta all'ovvio miglioramento dell'affidabilità risultante da un progetto semplificato; i disegni teorici prevedono un motore (corazza) più piccolo per un dato valore di trazione con la conseguente diminuzione dei coefficienti di resistenza.

Comunque prima che il concetto dell'All-Electric Aircraft decolli verso i cieli, è giusto fare luce sulla complessità d'interazione tra i tre sistemi sopra esposti. Bisogna essere consapevoli dell'impatto di una transizione "more-electric" in una di queste aree sulle altre, particolarmente dal punto di vista dell'ottimizzazione e dell'integrazione dei sistemi.

Di seguito, si riporta un esempio di una possibile architettura integrata more-electric, con un sistema idraulico di attuazione per la movimentazione dei comandi primari di volo.

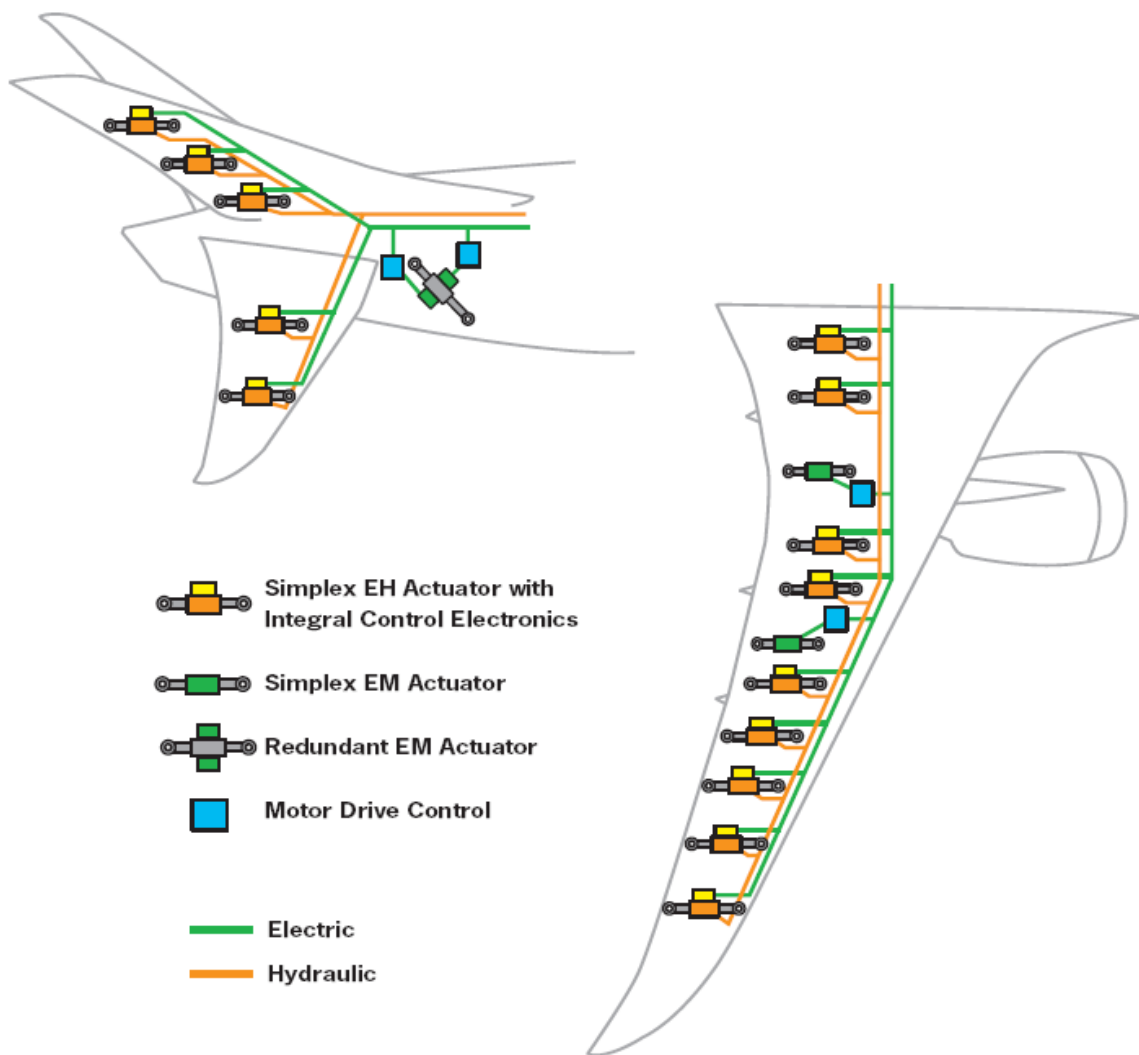


Figura 2: Esempio di Architettura More-Electric (moog.com).

## 1.2: Power optimized aircraft (POA)

In uno sforzo per ridurre i costi operativi diretti dei velivoli, le industrie aeronautiche stanno puntando maggior attenzione sull'impiego della tecnologia che può influenzare i costi di manutenzione e il consumo di combustibile. Per realizzare questi tagli, esse adottano almeno una delle tre strategie di ottimizzazione:

- Degli equipaggiamenti e dei motori (AES: Aircraft Equipment Systems)
- Del *sistema dei sistemi* (velivolo intero)
- Le soluzioni che permettono al velivolo di realizzare le funzioni a esso richieste.

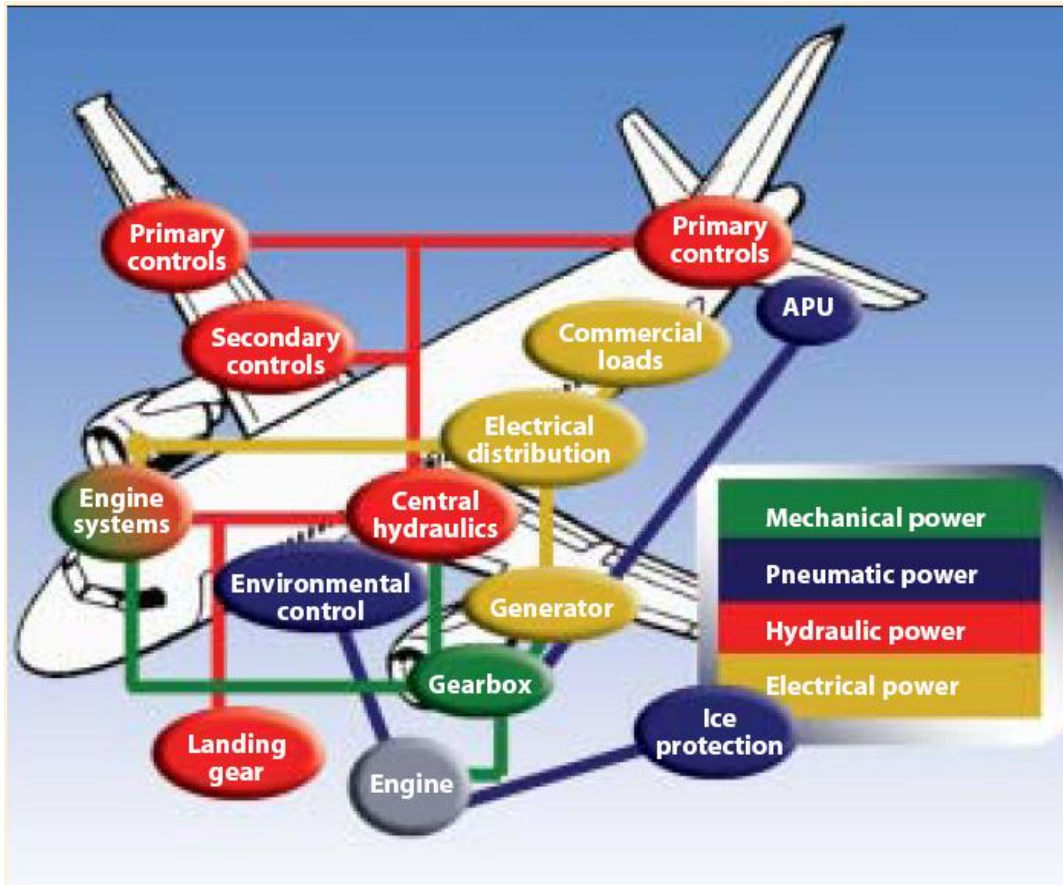


Figura 3: Distribuzione convenzionale di potenza (AIAA journal – 09/2005).

Il Power Optimized Aircraft è il concetto europeo per indirizzare le prime due opzioni. Questa visione si basa principalmente sull'ottimizzazione del consumo elettrico dei sistemi di bordo, poiché essa costituisce un approccio molto più conservativo per affrontare l'argomento della macchina volante ideale a bassissimo costo e consumo. La tecnologia nell'AES è il prodotto di decenni di sviluppo e sperimentazione. La complessità nasce dai conflitti nelle interazioni tra gli equipaggiamenti. L'AES trova soluzioni lavorando sui singoli elementi, migliorando la loro affidabilità ed efficienza e si giunge complessivamente alla macchina ottimizzata.

### **1.2.1: POA a livello AES**

Gli ultimi equipaggiamenti tecnologici dei velivoli progettati e prototipati sotto il POA possono essere classificati in quattro categorie principali:

- I sistemi elettrici del motore: essi includono gli starters/generators, la generazione della corrente continua, bus elettrici ad alta tensione DC, impianto combustibile



elettricamente controllato, cuscinetti magnetici attivi e il sistema di attuazione del propulsore.

- I sistemi elettrici di bordo: essi comportano le architetture di distribuzione, le interazioni tra i network, la protezione, la commutazione degli elevati voltaggi DC e la gestione dei carichi.
- I sistemi di attuazione: essi includono tutte le architetture alternative con attuatori elettro-meccanici o elettro-idrostatici per i comandi di volo sia primari che secondari, carrelli d'atterraggio, freni e le architetture dello stabilizzatore orizzontale.
- I sistemi pneumatici: si possono citare il controllo delle condizioni ambientali (ECS), il de-icing, i sistemi di protezione e l'impiego dei cicli di vapore o delle fuel-cells in cabina.

L'obiettivo del power optimized aircraft è di identificare, ottimizzare e validare quali di questi equipaggiamenti innovativi possono aiutare a ridurre il consumo dell'energia non propulsiva, cioè il consumo del combustibile.

È stato definito un certo numero di configurazioni fattibili in termini di tecnologia e funzionalità. Gli studi e le prove di validazione hanno dimostrato che a questo livello ci sono sia i vantaggi sia gli svantaggi dei more-electrical systems.

Gli svantaggi ovviamente si concretizzano nell'aggravio di peso per quanto riguarda la generazione e la trasformazione della corrente elettrica, poiché l'aumento dei consumi richiede l'impiego di dispositivi più pesanti, non presenti sui velivoli convenzionali. Ovviamente, questo è il prezzo da pagare per trasferire centinaia di kW di potenza elettrica attraverso la fusoliera. Un aggravio di peso senz'altro compensabile dalla riduzione/eliminazione di tanti elementi non più necessari a bordo.

Un notevole vantaggio evidenziato però da tali studi, è che i sistemi elettrici tendono a essere molto efficienti energeticamente. Ciò è dovuto a uno di tre effetti correlati.

- Il primo: tanti sistemi elettrici sono intrinsecamente più efficienti rispetto ai convenzionali sistemi. Le perdite nei cablaggi elettrici sono molto minori in confronto con quelle nelle tubature idrauliche o pneumatiche.
- Il secondo: la possibilità di progettare i sistemi elettrici per il corretto funzionamento al tempo giusto e soltanto al momento giusto quando servono. Oggi, le linee idrauliche centrali devono essere mantenute in pressione per tutta la durata di una missione, anche se le principali utenze di tale flusso come il carrello d'atterraggio e i flaps richiedono energia solamente per poco tempo. I sistemi elettrici possono essere attivati/disattivati secondo le esigenze riducendo così lo spreco d'energia.

- La terza ragione di tal efficienza è la precisione di funzionamento dei circuiti elettrici e l'accuratezza delle funzioni richieste.

Il POA ha così validato larghe riduzioni nelle perdite tra le fonti e le utenze. Questo può essere visto in configurazioni che non richiedono più per esempio l'impiego degli scambiatori di calore (riduzione del volume d'aria spillata dal motore) o delle valvole riduttrici di pressione o di portata. In poche parole, tutti questi risparmi si rispecchiano in un consumo più ridotto del combustibile.

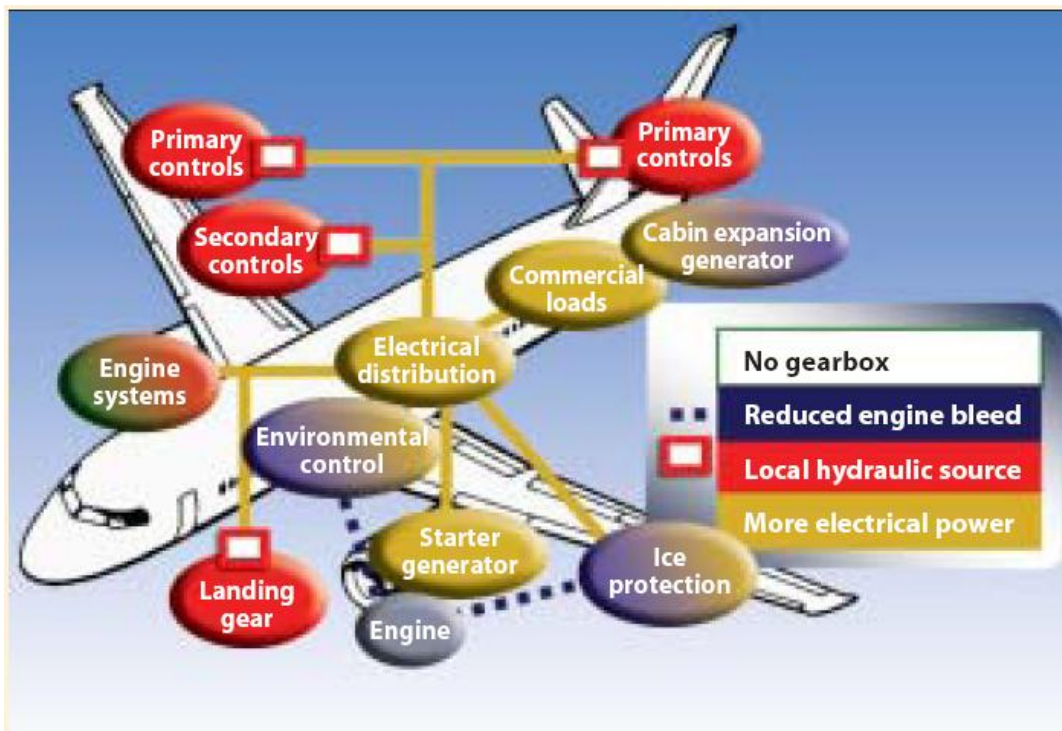


Figura 4: Architettura elettricamente ottimizzata (AIAA journal – 09/2005).

### **1.2.2: A livello velivolo**

Questa strategia considera l'ottimizzazione degli Aircraft Equipment Systems come un insieme. L'assemblaggio dei sistemi elettrici per creare un MEA (more-electric aircraft) non è più sufficiente in quanto l'incremento dei carichi elettrici (in-flight Entertainment system per esempio) e il fatto che i perfezionamenti effettivi in tanti AES convenzionali sta diventando difficile da completare, creano a volte la necessità di reindirizzare il more-electric aircraft a un livello più generale, cioè il livello velivolo. Questo è principalmente dovuto all'ottimizzazione degli AES considerando il miglioramento e lo sviluppo dei sistemi

a livello elementare; valutando cioè localmente l'efficacia e l'efficienza dei sistemi e non quella globale del sistema dei sistemi (la macchina volante).

Alterando completamente la progettazione con la quale le architetture degli equipaggiamenti dei velivoli sono sviluppate, si possono raggiungere questi obiettivi. Infatti, gli effetti dei nuovi sistemi in termini di sicurezza, costo, affidabilità, manutenzione, gestione della potenza e consumo del combustibile a livello velivolo possono essere manipolati per il compimento dei sudetti scopi; la macchina deve essere ottimizzata come un unico sistema che realizzi tutti questi effetti.

Comunque questa tendenza mostra degli aspetti molto importanti del MEA, tanti dei quali implicano un cambio filosofico nella maniera in cui consideriamo i sistemi aerei.

- La riduzione dell'autonomia dei propulsori: I motori non sono più delle unità indipendenti; essi dovranno essere completamente integrati nel concetto del velivolo elettrico. Considerando che un propulsore convenzionale può funzionare autonomamente in caso di avaria dei sistemi di bordo, nel more-electric engine diventa potenzialmente dipendente dai sistemi elettrici di bordo (o vice versa) per la sua alimentazione.
- L'ampliamento della disponibilità: L'impiego di fonti multiple per la generazione di potenza elettrica (due per ogni motore) aumenta la quantità d'energia disponibile per ogni sistema. Ciò implica in un more-electric aircraft, un completo rispetto dei requisiti di sicurezza dei sistemi.
- Effetti della distribuzione dei carichi: La corrente richiesta dei vari AES cambia in una maniera considerevole in funzione dei sistemi in cui è attiva e in quale fase di volo è richiesta. Per esempio il carrello d'atterraggio, i flaps e gli slats si usano soltanto in particolari fasi del volo. Una tradizionale allocazione di potenza per questi sistemi potrebbe portare a un sovradimensionamento di certi generatori.

Di conseguenza un peso *extra* è caricato a bordo e impiegato soltanto per una piccola parte della missione. Un accurato bilanciamento di tutti i requisiti operazionali e di sicurezza dovrebbe mirare a rendere tali generatori il più possibile piccoli e maggiormente utilizzabili da altre utenze, al fine di realizzare il massimo potenziale del MEA.

- L'importanza degli effetti: La potenza spillata dai diversi sistemi di bordo rappresenta generalmente il 3 - 5% (in funzione della fase di volo e del tipo di velivolo) della potenza totale generata dai propulsori. Quindi il livello AES influisce soltanto su una piccola parte di una bassa percentuale. Perciò, per conseguire una riduzione sostanziale nei costi operativi diretti dei velivoli, i sistemi dovranno anche essere principalmente molto più leggeri e affidabili.

Se consideriamo per esempio che un sistema di attuazione idraulica locale possa anche essere applicato ai carrelli d'atterraggio, le tubature idrauliche centrali possono essere rimosse completamente. Non solo il velivolo sarà più leggero, ma anche la potenza sarà generata soltanto quando serve. Ciò significa un notevole risparmio sul consumo di combustibile. Se tali effetti sono combinati con un'ottimizzazione globale di tutti gli AES, si possono produrre ulteriori riduzioni sul peso.

Questi risultati sono apprezzabili se si esamina il caso "propulsore". I benefici di un ECS elettronico (*Electronic-Environmental Cabin System*) sono principalmente collegati ai vantaggi potenziali per il miglioramento del motore. Cioè, i requisiti di questo sistema non intervengono direttamente nel ciclo operativo del propulsore. Un ECS elettronico permette che il compressore sia progettato indipendentemente dalle necessità del sistema pneumatico.

Il vantaggio si riflette in una più semplice realizzazione di un propulsore a maggior rapporto di by-pass. Questo perché la portata di aria richiesta dall'ECS tradizionale è estratta direttamente dal flusso allo stadio del compressore di alta pressione. Perciò, maggiormente si riesca a ridurre questo flusso d'aria spillata tramite l'impiego di fonti alternative di aria compressa, più si riesca a migliorare le prestazioni e il consumo del motore.

Da un altro punto di vista, in certe fasi di volo, la trazione minima imposta al motore potrà essere penalizzata e dettata dall'ECS tradizionale. Ciò potrebbe comportare un consumo addizionale di combustibile che impedisce all'aeroplano di essere operato secondo un profilo di missione *fuel-efficient*. Un E-ECS (Electric - Environmental Cabin System) permette la separazione della trazione dai bisogni di aria dell'ECS.

A questo punto è giusto chiedersi, questi nuovi sistemi saranno capaci di operare tutti insieme in tutta sicurezza ed efficienza?

Tanti dei sistemi prototipati sono in fase di prova in due *test rigs* chiamati ASVR (*Aircraft System Validation Rig*) ed ESVR (*Engine System Validation Rig*). Il primo esaminerà l'integrazione dei network elettrici dalle fonti fino alle utenze. Le ricerche si stanno focalizzando sulla qualità dell'elettricità e sul comportamento dei sistemi di fronte al fenomeno elettrico. Similmente, il secondo validerà l'integrazione e il funzionamento di un more-electric engine.

I risultati di queste ricerche su queste due piattaforme ci faranno compiere sicuramente dei grandi passi in avanti nel capire come i sistemi elettricizzati potranno evolvere il more-electric aircraft di oggi nell'all-electric aircraft del futuro.

## 2: Sistemi Elettrici Aeronautici

Iniziamo a fare luce sugli sviluppi che il sistema elettrico ha subito, evidenziando i principi di funzionamento e le principali caratteristiche costruttive e funzionali.

Di seguito sarà dettagliato l'argomento "Batterie e pile d'impiego aeronautico" in quanto esse risultano i componenti i più critici e fondamentali per il funzionamento del sistema.

### 2.1: Batterie

Esistono letteralmente centinaia di batterie di tipi e dimensioni diverse attualmente in uso. L'aumento del numero dei dispositivi elettrici imbarcati era la causa dietro la molteplicità delle forme delle batterie richieste. Comunque, ci sono principalmente due tipi di batterie usati su quasi tutti i velivoli: batterie a celle secche e le batterie lead-acid. Le caratteristiche dei due tipi saranno trattate di seguito.

#### 2.1.1: Dry cells batteries

Quando due sostanze con polarità opposte vengono in contatto l'una contro l'altra, una si carica positivamente mentre nell'altra con caratteristiche negative scorre momentaneamente un flusso di elettroni. Se due lastre di questi materiali sono messe in una soluzione chimica chiamata elettrolita, delle cariche elettriche opposte si stabiliscono sulle due lastre. Un elettrolita è sostanzialmente una soluzione conduttrice della corrente elettrica e generalmente deteriorabile per effetto dello scorrimento della corrente.

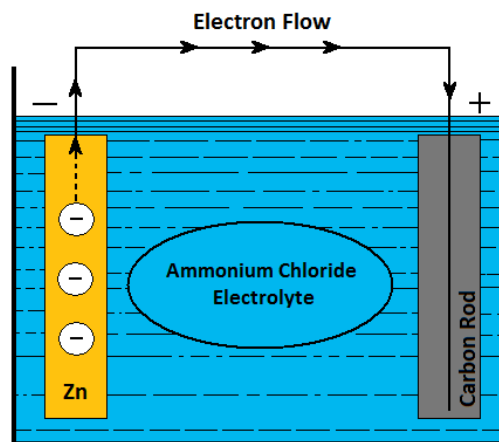


Figura 5: Principio di funzionamento di una batteria.

Essa consiste principalmente di acqua e di acido solforico nelle batterie d'impiego aeronautico. L'azione dell'elettrolita è chiara se si considera un semplice e specifico caso: una sbarra di carbonio messa assieme ad una lastra di zinco in una soluzione di cloruro d'ammonio. Gli elementi di zinco e carbonio costituiscono gli elettrodi. L'elettrodo di carbonio caricato positivamente si chiama l'anodo mentre l'altro elemento si chiama catodo. La combinazione del catodo e l'anodo circondati dall'elettrolita forma la *Cella*. Quando l'elettrolita è sotto forma pastosa incollante, la cella può essere manipolata senza pericolo di spillaggio ed è chiamata cella secca. Tuttavia, esistono due diversi tipi di celle secche, le primarie e le secondarie.

### **2.1.1.1: Celle primarie**

Una cella che non può essere ricaricata soddisfacentemente è nominata cella primaria. Alcuni elementi di essa si deteriorano mentre la cella produce corrente. In particolare, la lastra negativa subisce una reazione chimica che porta alla consumazione del materiale. Una cella primaria non può essere ripristinata al suo stato iniziale, ricaricandola. Un esempio tipico di una cella secca primaria sono le batterie a Mercurio o ad alcalina con tensioni d'uscita approssimativamente attorno a 1,5 V.

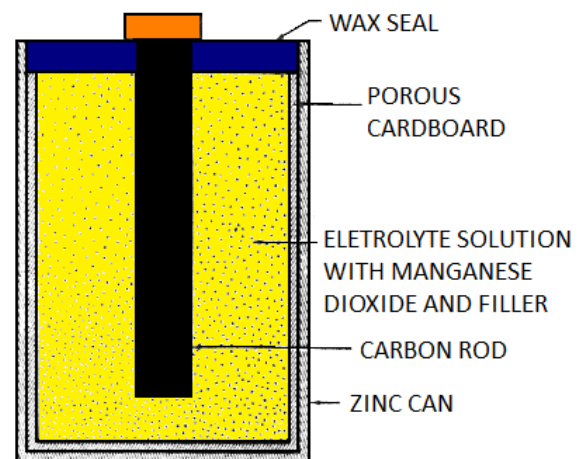


Figura 6: Esempio di una cella primaria.

### **2.1.1.2: Celle secondarie**

Nella cella secondaria invece, la reazione chimica che produce la corrente elettrica è reversibile, cioè sono pile ricaricabili. Questo è compiuto applicando ai terminali della batteria una tensione superiore a quella fornita da essa.

Ciò permette alla corrente di fluire in direzione opposta rispetto a quella di scarico della batteria. I terminali di una sorgente di corrente vengono collegati ai corrispondenti terminali della cella da ricaricare. Così gli elettroni fluiscono verso la lastra positiva da quella negativa, essendo la tensione imposta ai capi della cella superiore a quella della cella stessa. Gli elementi della batteria tornano a possedere le loro caratteristiche chimiche originali per via dello scarico dalla sorgente. Le celle secondarie possono essere scaricate

e ricaricate tantissime volte prima che si deteriorino. A quel punto le batterie devono essere scartate.

Le batterie Nickel-Cadmio sono un modello tipico delle celle secondarie, che se ricaricate come si deve, con i corretti ratei di corrente hanno una vita lunga dai 200 - 300 cicli di ricarica senza danneggiare la cella. Celle secondarie per impieghi aeronautici hanno tensioni d'uscita di circa 12 V.

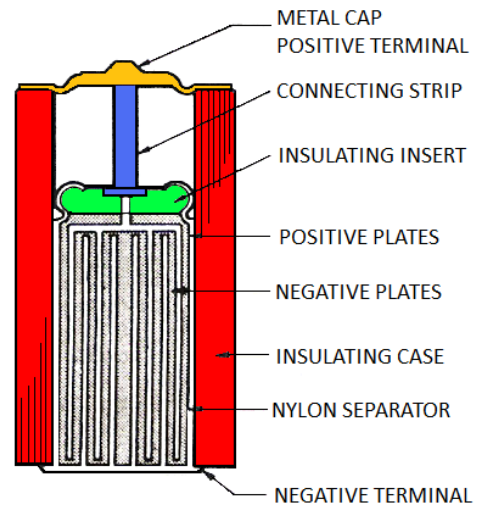


Figura 7: Esempio di una cella secondaria.

## 2.1.2: Batterie lead-acid

Esistono due tipi di batterie lead-acid attualmente in uso in campo aeronautico: le celle ventilate e le batterie sigillate. Questo tipo di batterie consiste di due gruppi di lastre di materiale chimicamente attivo (generalmente a base di piombo) immersi in una soluzione di acido solforico e di acqua. Sono tipicamente costituite di 6 o 12 celle collegate in serie e hanno tensioni d'uscita di 12 o 24 V in base al numero di celle.

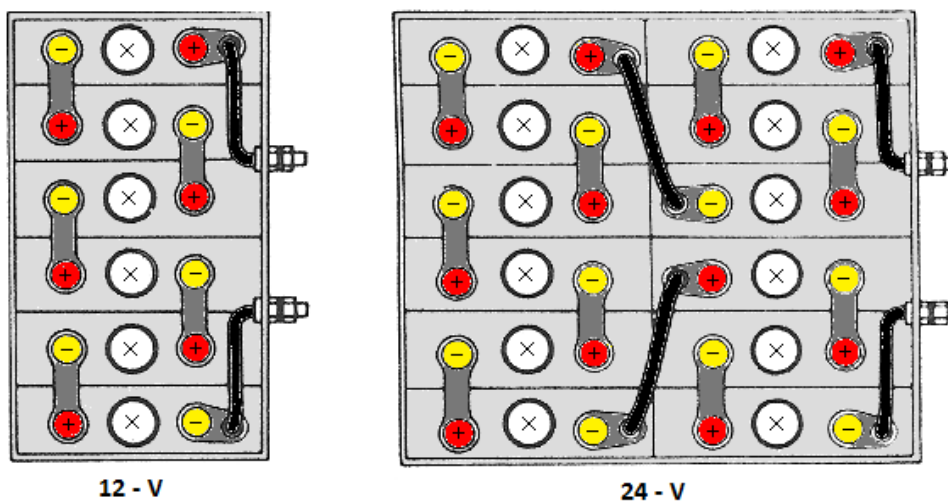


Figura 8: Esempio di batterie Lead-Acid a 6 e a 12 celle.

Un diagramma schematico di celle collegate in serie e in parallelo è riportato di seguito. Nella soluzione di serie, la tensione ai capi del collegamento è pari al numero di celle moltiplicato per la tensione consegnata da una singola cella. Mentre nel secondo caso, la tensione ai terminali del collegamento è uguale alla tensione di una singola cella, ma la corrente in circolazione (in Ampere) è pari a quattro volte rispetto a quella del primo caso. Per aumentare sia la tensione sia l'amperaggio, si potrebbe combinare opportunamente le singole celle ottenendo il circuito serie-parallelo mostrato nel grafico. Come si vede, con 16 celle si riesce ad ottenere un singolo elemento, con caratteristiche quattro volte superiori rispetto ad una singola cella.

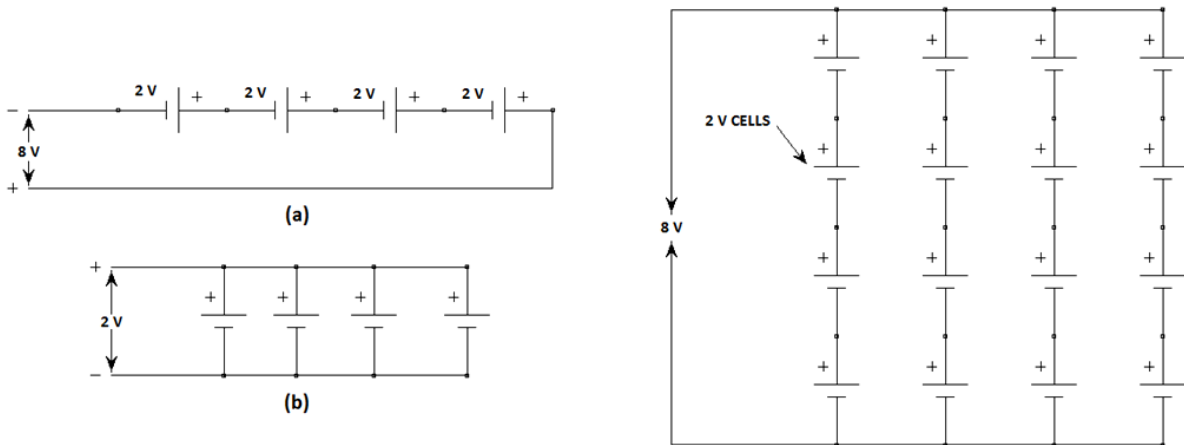


Figura 9: Diagramma schematico di collegamento in serie e in parallelo delle celle.

L'uso di queste batterie è molto conveniente sugli aeromobili a causa del loro ridotto peso per la potenza totale sviluppata. Possono essere facilmente mantenute in uno stato di quasi carica completa con l'ausilio di una dinamo mossa dal motore.

	Charged State	Chemical State	Discharge
Positive Plate	PbO <sub>2</sub>	Looses O <sub>2</sub> Gains SO <sub>4</sub>	PbSO <sub>4</sub>
Negative Plate	Pb	Gains SO <sub>4</sub>	PbSO <sub>4</sub>
Electrolyte	H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	Looses SO <sub>4</sub> Gains O <sub>2</sub>	H <sub>2</sub> O

Figura 10: Tabella riassuntiva delle reazioni chimiche in una batteria Lead-Acid.



La tabella sopra riportata riassume gli elementi attivi costituenti la cella e le trasformazioni chimiche che subiscono durante le operazioni di scarico e ricarica.

Comunque è utile ricordare che si ricorre a queste batterie solo se non ci sono altre fonti di corrente presenti a bordo. Esse trovano largo impiego sui velivoli leggeri in fase di avviamento del motore. Mentre sui velivoli con motori a turbina, esse intervengono solo in casi di emergenza elettrica, per mantenere in tensione i sistemi più critici per portare in salvo la macchina e le persone presenti a bordo. Possono fornire corrente per circa 30 minuti in caso di completo fallimento dell'alternatore.

### **2.1.2.1: Costruzione delle celle lead-acid**

Ogni cella di questo tipo di batterie è costituita di due gruppi di lastre uno positivo e uno negativo. Essi si montano in modo che le lastre positive e negative si alternino e sono isolate l'una dall'altra tramite separatori protettivi. Le lastre a loro volta consistono di una struttura a reticolo che contiene il materiale attivo. Il tutto è immerso in una soluzione di acqua (70%) e di acido solforico (30%). Nella figura seguente è rappresentato il dettaglio degli elementi e dell'assemblaggio di questo tipo di celle.

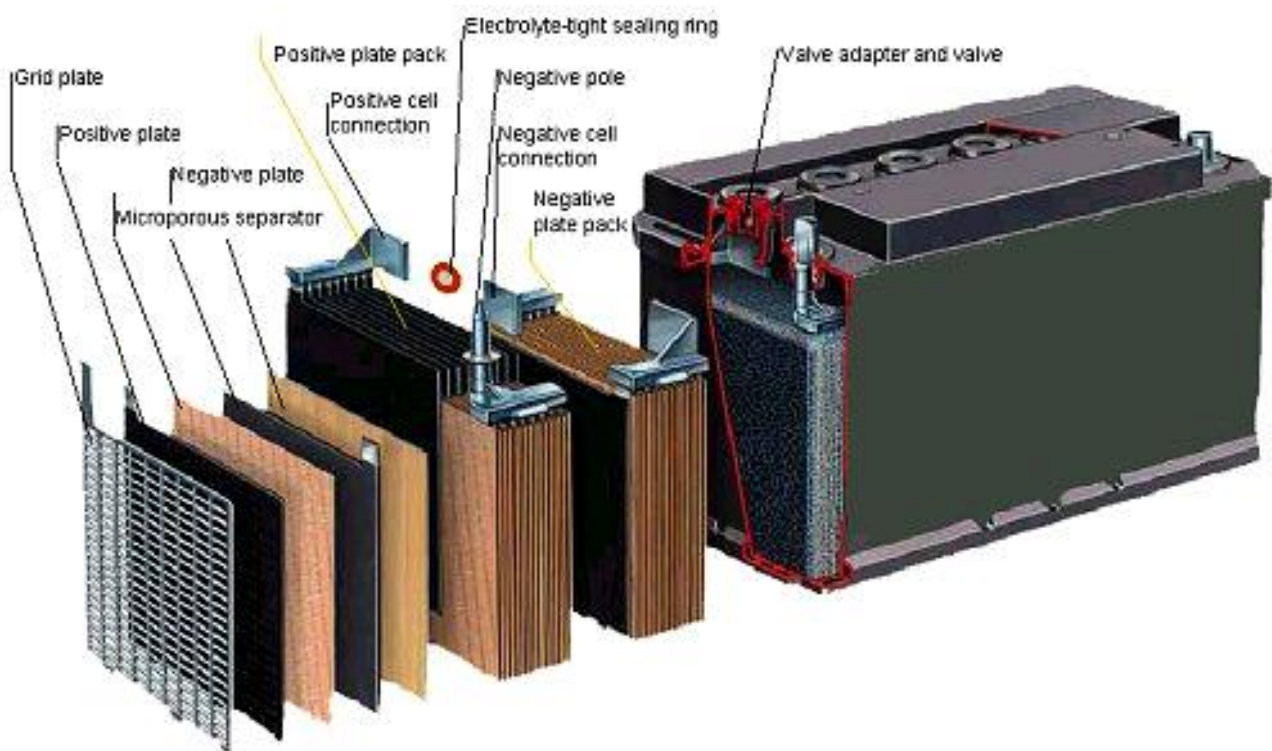


Figura 11: Componenti ed assemblaggio di una batteria Lead-Acid.

### **2.1.3: Ricarica delle batterie**

Le celle secondarie si caricano passando direttamente una corrente nella direzione opposta a quella dello scarico. Questo significa che il terminale positivo della corrente di rifornimento deve essere collegato a quello positivo della batteria e quello negativo a quello corrispondente. A bordo degli aeromobili, il generatore o l'alternatore hanno il compito di fornire la corrente necessaria. Generalmente, esistono due metodi per questo compito: a corrente costante o a tensione costante. Vediamo la differenza tra i due modi.

#### **2.1.3.1: Ricarica a corrente costante**

Come implica il nome, il caricatore fornisce una corrente continua e consistente alla batteria per un intero ciclo di ricarica. L'equipaggiamento monitora il flusso di corrente e varia la tensione applicata. Il voltaggio applicato aumenta man mano che la batteria si ricarica, così da imporre una differenza di potenziale sempre superiore a quella presente ai terminali della batteria in modo che il flusso di corrente sia sempre entrante e non uscente da essa.

La figura 12 mostra un esempio di collegamento e di ricarica a corrente costante di più batterie collegate a una sola apparecchiatura. Questo è adatto alla ricarica delle pile Nickel-Cadmio in precedenza descritte.

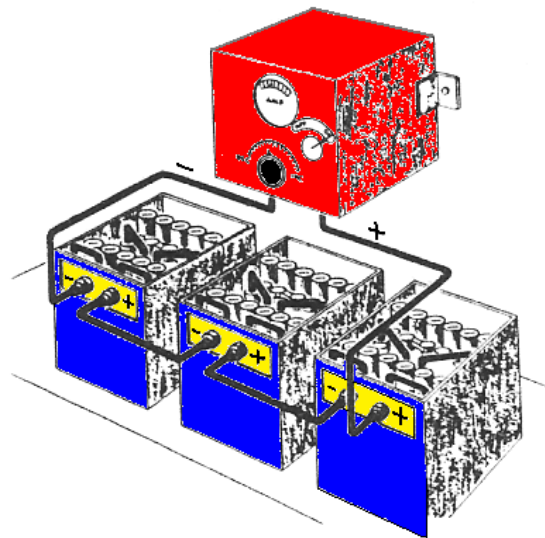


Figura 12: Ricarica a corrente costante.

#### **2.1.3.2: Ricarica a tensione costante**

Questo metodo fornisce un voltaggio costante e permette alla corrente di variare mentre la batteria si ricarica. Questi caricatori danno in output approssimativamente una tensione di

14 V per le batterie da 12 V e 28 V per quelle da 24 V. La tensione superiore è necessaria per assicurare un flusso di corrente costante verso l'utenza.

È un metodo molto sicuro perché la corrente in circolazione inizia a calare man mano che la batteria si carica e diventa praticamente quasi nulla a ciclo compiuto. Esso costituisce la modalità di ricarica dei generatori e degli alternatori aeronautici. Se più batterie devono essere ricaricate allo stesso tempo dallo stesso equipaggiamento, bisogna collegarle in parallelo in modo da garantire la stessa tensione costante per tutte le batterie. La figura 13 mostra il dettaglio del collegamento da effettuare.

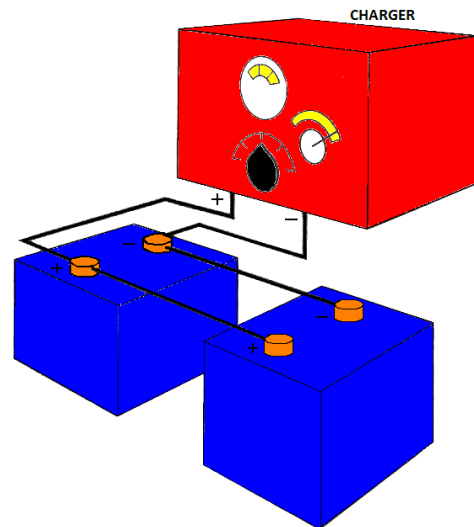


Figura 13: Ricarica a tensione costante.

## **2.2: Corrente elettrica aeronautica**

Negli ultimi anni, la corrente alternata è diventata sempre più popolare per l'alimentazione dei sistemi di bordo. Gli sviluppi compiuti nell'elettronica moderna hanno reso possibile l'installazione di semplici generatori di corrente alternata anche sui piccoli velivoli monomotori. La maggior parte dei sistemi elettrici moderni opera a corrente alternata, sebbene un alimentatore di corrente continua sia sempre presente per le situazioni d'emergenza.

Esso è indispensabile a bordo perché la tecnologia dovrà ancora produrre batterie di corrente alternata e queste potrebbero essere l'unica fonte di energia in tali situazioni. Nel futuro, forse potremmo trovare un unico sistema di corrente alternata a bordo che include anche un supporto per le emergenze.

La lista delle unità operanti a corrente AC è lunga e include la strumentazione di bordo, luci, equipaggiamenti radio, strumenti per la navigazione, motori elettrici e piloti automatici. Vale a dire, che essa è più che integrata nei diversi sistemi di bordo e la sua mancanza potrebbe avere conseguenze disastrose sulla macchina.

Perciò, avere una buona conoscenza dei principi di questa corrente è essenziale per una buona progettazione di una macchina volante elettrica. Questa parte spiega la natura della corrente alternata e le sue caratteristiche in un sistema elettrico complesso e integrato.

## 2.2.1: Caratteristiche della corrente alternata

La corrente alternata è definita come una corrente che cambia periodicamente direzione e continuamente ampiezza. Parte dallo zero e cresce fino a un massimo di ampiezza in una direzione, cade a zero, poi cresce di nuovo fino al massimo nella direzione opposta e dopo torna nuovamente a zero.

Vediamo ora un esempio semplice di generazione di una corrente alternata considerando che segua una curva sinusoidale. A questo proposito, consideriamo un generatore semplice costituito da una singola spira che può essere ruotata in un campo magnetico. Questo movimento della spira può indurre una forza elettromagnetica. Il piano della spira in posizione 1 è perpendicolare alle linee di flusso, non si ha induzione e il voltaggio è nullo.

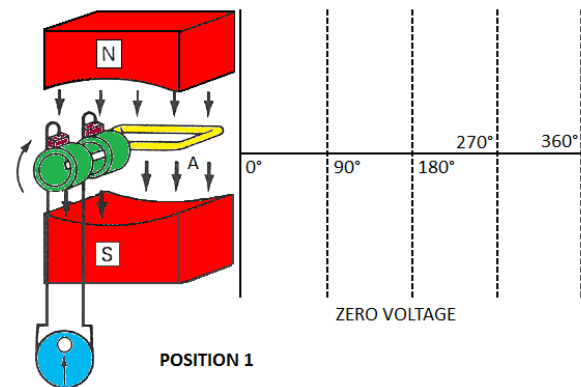


Figura 14.a: Principio di generazione della corrente Alternata (posizione 1).

Quando la spira inizia a ruotare dalla posizione 1 alla 2, il piano della spira taglia le linee di forza e la tensione cresce fino a raggiungere un massimo quando la spira è parallela alle linee di flusso.

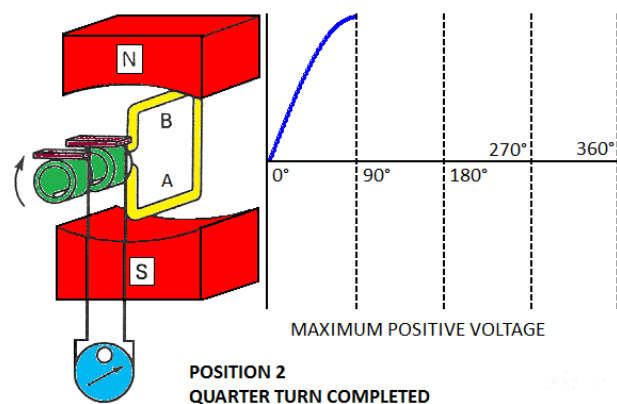


Figura 14.b: Principio di generazione della corrente Alternata (posizione 2).

Dalla posizione 2 alla 3, il processo si inverte e la tensione inizia a calare fino ad annullarsi in posizione 3. Mezza rivoluzione della spira è stata completata.

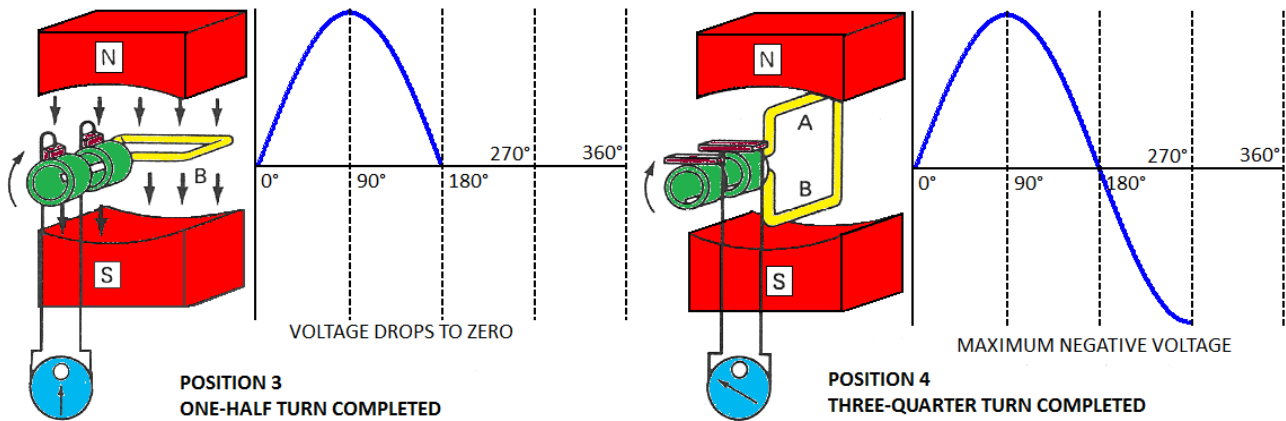


Figura 14.c: Principio di generazione della corrente Alternata (posizioni 3,4).

Appena la spira supera questa posizione, la tensione s'inverte e questo accade perché il lato B del conduttore si muove adesso verso il basso e il lato A verso l'alto (inversamente alla situazione di partenza). Di conseguenza s'inverte la polarità della tensione indotta tra i terminali della spira. Essa raggiunge il massimo negativo quando la spira si trova in posizione 4, poi torna a decrescere man mano che il conduttore passa questa posizione tornando a quella originale dove la spira completa il ciclo e il processo si ripete.

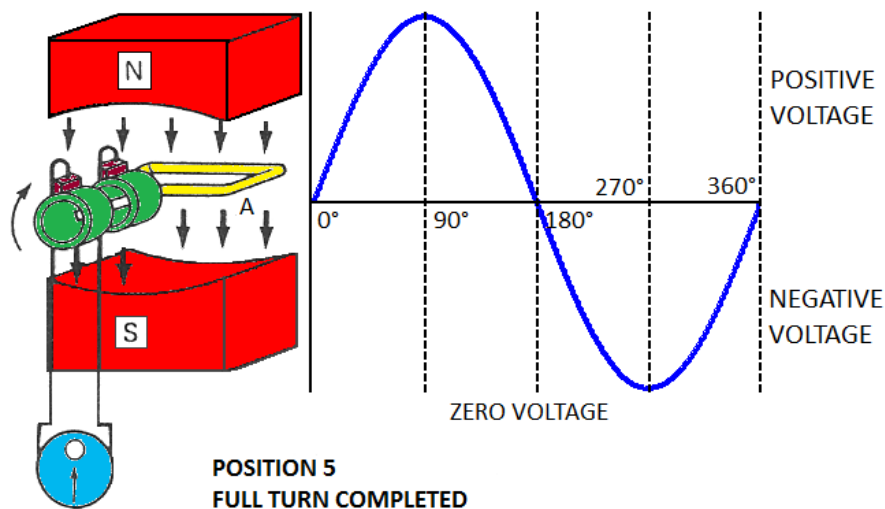


Figura 14.d: Principio di generazione della corrente Alternata (posizione 5).

Il lettore può chiedersi perché usare la corrente alternata per alimentare i sistemi elettrici di bordo?

Semplicemente, la corrente AC è molto più flessibile della corrente continua. I generatori e gli alternatori producono soltanto corrente alternata. Essa deve essere convertita in continua quando essa è richiesta. Siccome la conversione da AC a DC richiede una certa potenza per se stessa, allora ha più senso convertire il meno possibile e impiegare principalmente sistemi elettrici a corrente AC.

Questo offre un triplice vantaggio:

- Il voltaggio di una potenza alternata può essere facilmente variato con i trasformatori. Ciò permette delle potenze ad alta tensione e bassa corrente, riducendo di conseguenza le dimensioni e il peso dei cavi da utilizzare.

- la corrente AC può essere prodotta nei sistemi trifase e questo permette l'impiego di motori di minor peso per la stessa potenza sviluppata.

- I dispositivi AC, come gli alternatori e i motori, non richiedono l'impiego di commutatori; il servizio e il costo di manutenzione saranno molto più ridotti.

Un circuito AC polifase consiste di due o più circuiti interconnessi e alimentati in modo tale che le correnti nei diversi conduttori e le tensioni tra di loro hanno esattamente la stessa frequenza ma sono sfasate. Una differenza in fase significa che le tensioni non raggiungono i picchi positivi e negativi allo stesso istante e i corrispondenti valori di corrente sono solitamente separati di un numero uguale di gradi.

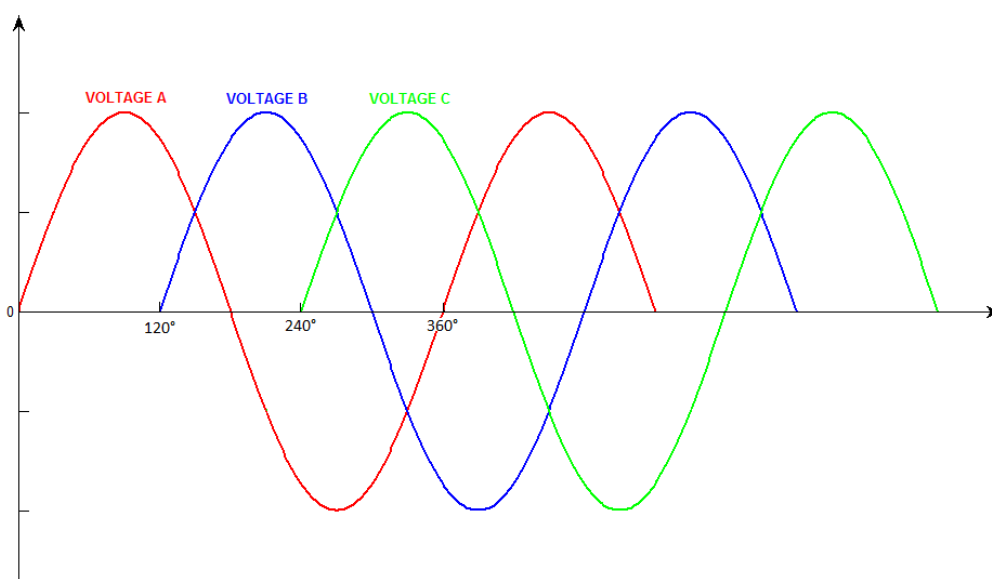


Figura 15: Corrente trifase.

Il grafico soprastante mostra un esempio di un sistema AC trifase. La fase del segnale A raggiunge il picco di tensione  $120^\circ$  prima del segnale B, che a sua volta è in anticipo di fase di  $120^\circ$  rispetto al segnale C. Queste tre fasi sono separate di un angolo di  $120^\circ$ .

Le figura 16 invece mostra due diagrammi schematici di due statori alternatori, uno a delta (a) e l'altro a Y (b). Il primo fornisce tre tensioni di 110 V sfasate di  $120^\circ$  l'una d'altra.

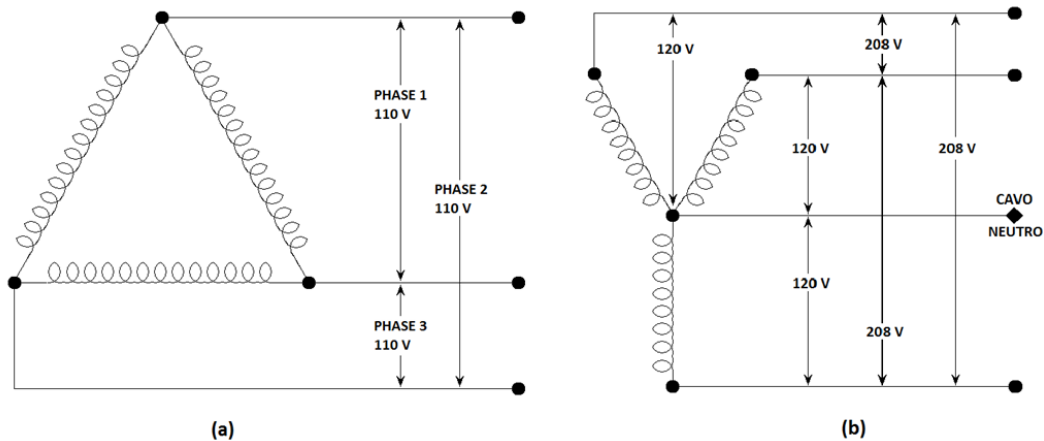


Figura 16: Schema di due alternatori, a delta (a) e a Y (b).

Il secondo tipo invece può avere tre o quattro terminali. Nel prima caso, le tensioni tra qualunque due terminali sono uguali ma sfasate di  $120^\circ$ . Un'utenza a singola fase può essere operata collegandola a qualunque due terminali dell'alternatore. Nel secondo caso, quando si hanno quattro terminali, quello centrale chiamato "cavo neutro" e collegato a terra, ed è comune a tutte le uscite. Esso permette di ottenere due voltaggi differenti dallo stesso alternatore.

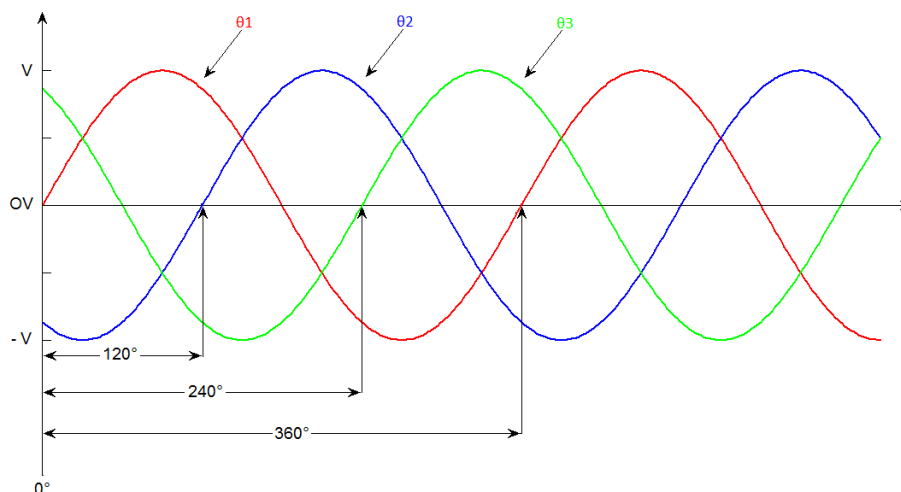


Figura 17: Esempio di corrente alternata in uscita da un alternatore.

Velivoli moderni di tutte le categorie assumono un sistema elettrico a corrente alternata trifase. Questo sistema è considerevolmente molto più efficiente rispetto a quello AC a fase singola o a corrente continua, perché a causa delle alte potenze elettriche richieste a bordo, essi comporterebbero un aggravio di peso da non sottovalutare (anche qualche centinaio di chili su grandi velivoli) rispetto al sistema trifase.

Sui grandi velivoli di trasporto, la corrente alternata trifase è fornita da un generatore azionato dal propulsore (alternatore). Questa corrente è generalmente usata per alimentare i grandi motori elettrici che si trovano a bordo (quelli che movimentano meccanismi che richiedono una grande quantità di energia meccanica). Comunque i motori AC sono molto più piccoli e leggeri di quelli a fase singola o a corrente continua.

Un'altra caratteristica importante della corrente AC è che essa può essere facilmente convertita a differenti voltaggi attraverso il principio dell'induzione elettromagnetica. Questo è ottenuto con un apposito circuito chiamato "trasformatore". Gli alternatori aeronautici forniscono usualmente una tensione di 115 V a una frequenza di 400 Hz.

Anche sui grandi aerei è necessaria a volte la corrente continua per specifici sistemi. Essa può essere facilmente ottenuta convertendo la corrente AC in DC dove è richiesta. Usualmente, la potenza DC è solo una piccola percentuale di quella totale elettrica consumata a bordo.

Da menzionare che in certi casi, specialmente sui velivoli leggeri, la corrente continua è a volte una priorità più stringente rispetto a quella AC (in base alla strumentazione e l'utenza da alimentare). Essa viene prodotta usando le dinamo (generatori di corrente continua). In questo caso si rende inevitabile l'impiego degli inverter per trasformare la parte di corrente continua necessaria in alternata quando richiesta. In altre parole, un inverter serve solo quando piccoli quantitativi di AC sono richiesti.

Gli inverter d'impiego aeronautico possono produrre virtualmente qualunque voltaggio (tipicamente 28 o 115 V) e sono principalmente impiegati nei sistemi elettrici dei velivoli leggeri.

Purtroppo, niente può essere perfetto e anche la corrente AC ha piccoli svantaggi, essi sono rappresentati dalle radiazioni elettromagnetiche attorno ad ogni conduttore. Questi devono essere schermati, perché questo campo può interferire con le comunicazioni radio e gli apparati di navigazione. Comunque, paragonando vantaggi e svantaggi, la corrente AC dimostra di essere più conveniente. Per questo motivo, la maggior parte dei velivoli moderni contiene un sistema elettrico AC.



## 2.3: Generatori elettrici

Esistono due tipi principali di alternatori attualmente utilizzati sugli aeromobili, l'alternatore con corrente raddrizzata a DC e l'alternatore AC. Più spesso i primi si trovano sugli aeromobili leggeri, dove il carico elettrico è relativamente piccolo. Quelli AC invece, si trovano sui grandi velivoli civili commerciali e molti aerei militari.

Poiché questi aeromobili richiedono una notevole quantità di energia elettrica, l'uso di sistemi AC crea un prezioso risparmio di peso. Attraverso l'utilizzo di trasformatori, la trasmissione di energia elettrica alternata può essere eseguita in modo più efficiente e quindi con attrezzature più leggere. Con la trasmissione di energia elettrica ad alta tensione e bassa corrente, la perdita di potenza è ridotta al minimo.

Sui grandi velivoli, l'alimentazione AC è una priorità assoluta per la maggior parte delle operazioni di comando, radiocomunicazione e una vasta varietà di funzioni. Sugli aeromobili leggeri invece, più dispositivi elettrici operano a una tensione continua di 14 o 28 V. Se è auspicabile una piccola quantità di corrente alternata per certe applicazioni specifiche, si utilizza un inverter per convertire la tensione DC in AC. La tensione AC serve quindi per l'alimentazione dei soli elementi funzionanti con la corrente alternata.

### 2.3.1: Principio di generazione della corrente alternata

Il principio dell'*induzione elettromagnetica* è stato spiegato in precedenza. Essa si riferisce sia ai generatori AC sia alle dinamo. Per ripetere brevemente, quando un conduttore è *tagliato* dalle linee di forza magnetiche, una tensione potrà essere indotta nel conduttore e la direzione della tensione indotta dipenderà da quella del flusso magnetico e della direzione di movimento attraverso il flusso.

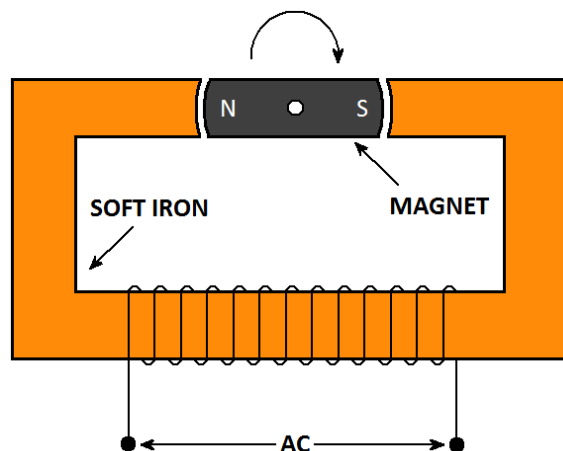


Figura 18: Principio di generazione della corrente alternata.

Si consideri il generatore semplice (alternatore) illustrato nella figura 18. Un magnete è montato per ruotare tra le facce di un giogo di ferro dolce nel quale è inserita una bobina di fili isolati. Come il magnete ruota, un campo elettromagnetico s'instaura in una direzione e poi nell'altra; apparirà una tensione alternata attraverso i terminali della bobina. La forma d'onda della tensione AC sarà all'incirca approssimabile a un'onda sinusoidale.

### **2.3.2: Alternatori degli aeromobili**

Quasi tutti gli alternatori per i sistemi di alimentazione degli aeromobili sono costruiti utilizzando un campo rotante e un'armatura stazionaria. Poiché una tensione costante deve essere fornita per il sistema elettrico dell'aereo, la forza del campo deve essere variata secondo le esigenze di carico. Per questo scopo s'impiega un regolatore per fornire una corrente continua variabile all'avvolgimento rotorico dell'alternatore; un sistema regolatore di tensione è utilizzato per modificare la corrente come richiesto e mantenere una tensione costante all'uscita dell'alternatore. Questa corrente variabile del regolatore deve essere fornita da una sorgente DC.

Gli alternatori e i generatori DC hanno molte similitudini; entrambe le unità trasformano l'energia meccanica in elettrica. Le differenze principali tra un alternatore e un generatore DC sono le varie funzionalità di progettazione.

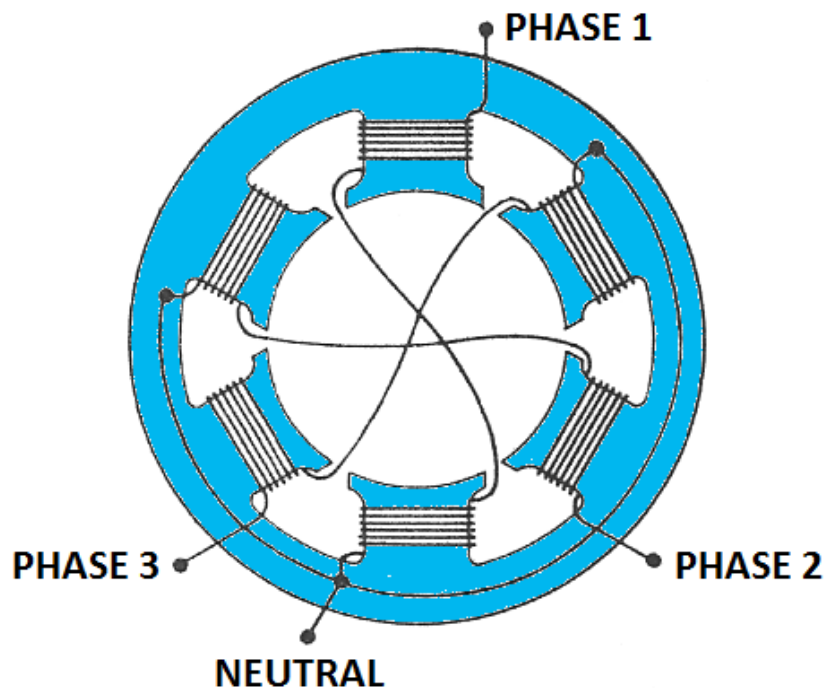


Figura 19: Schematizzazione di un rotore trifase.

Poiché un dinamo ha un'armatura rotante, tutta la corrente di output deve essere fornita attraverso un commutatore e un assemblaggio a spazzole. Avendo un'armatura stazionaria, un alternatore è in grado di fornire il suo output attraverso connessioni dirette al bus elettrico dell'aeromobile eliminando i problemi causati dalle difficoltose connessioni tra un commutatore rotante e le spazzole ferme. Per le alte potenze, i contatti rotanti sono inefficienti perché non sono pratici: pertanto, alternatori, piuttosto che generatori, sono preferiti sulla maggior parte dei grandi aeromobili.

L'alternatore aeronautico è un'unità trifase piuttosto che il tipo monofase mostrato in figura 18. Questo significa che lo statore (armatura stazionaria) ha tre avvolgimenti separati, effettivamente spazati di  $120^\circ$ . La parte rotante è chiamata rotore. L'illustrazione schematica in figura 19, servirà per indicare la disposizione degli avvolgimenti dello statore, sebbene che nella realtà appariranno diversi.

### 2.3.2.1: Il sistema alternatore con un output DC

Il sistema alternatore è simile a quello di alimentazione con un dinamo; tuttavia, la produzione effettiva della corrente è alternata. Per ottenere una corrente continua è necessario convertirla per mezzo di un raddrizzatore trifase d'onda piena costituito da sei diodi. Un diagramma schematico di uno statore a Y con un rettificatore è illustrato nella figura seguente.

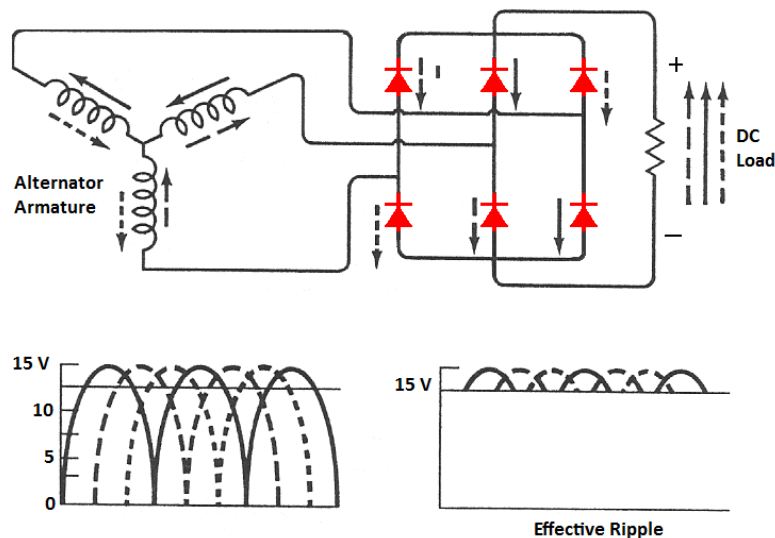


Figura 20: Alternatore a stella con circuito di rettifica.

I diodi evidenziati nella figura dal colore rosso, sono puntati in una direzione opposta a quella del flusso effettivo degli elettroni. Nei diagrammi si nota come la corrente prodotta in

ogni fase dello statore è rettificata. Una volta che la corrente è rettificata, le curve di tensione rimangono sovrapposte; tuttavia, lo statore è cablato in parallelo, solo il voltaggio più alto raggiunge i terminali di uscita dell'alternatore. La tensione effettiva è una media dei valori sopra l'intersezione delle curve individuali di tensione. Il valore medio è di circa 14 V per un sistema di batterie a 12 V e di 28 V per uno da 24 V.

I valori d'increspatura della tensione DC spaziano da circa 13,8 a 14,2 V o da 23,8 a 24,2 V. Tuttavia, questo ripple cambia valore così poco e così rapidamente che, ai fini pratici, la tensione in uscita dal ponte è considerata essere la tensione efficace dell'alternatore. Tutto ciò fa sì che l'alternatore sia un dispositivo relativamente semplice e affidabile che può compiere molte ore di servizio senza problemi.

### **2.3.2.2: Generatori di corrente alternata**

I generatori AC, anch'essi chiamati alternatori, sono utilizzati come fonte principale di energia elettrica in quasi tutte le categorie del trasporto aereo. Il sistema AC fornisce quasi tutta l'energia elettrica necessaria per l'aeromobile. Dove è necessaria la corrente continua, si utilizzano i circuiti rettificatori. Per situazioni di emergenza i generatori AC sono guidati dall'unità di potenza ausiliaria (APU) o dalla ram air turbine (RAT).

Sistemi di alimentazione in corrente alternata producono più potenza specifica rispetto a quelli DC: tuttavia, tutti i generatori AC richiedono un'unità di velocità costante (CSD) per mantenere una frequenza costante. Un CSD è un tipo di trasmissione automatica che mantiene un RPM output costante di fronte ad un input variabile.

Poiché i velivoli pesanti utilizzano una notevole quantità di energia elettrica, l'impiego di un'unità di velocità costante e un generatore AC è pratico. Sugli aeromobili leggeri invece, dove una piccola quantità di energia elettrica è utilizzata, un generatore AC abbinato a un CSD è semplicemente una soluzione troppo pesante. Gli aerei leggeri moderni utilizzano degli alternatori DC per produrre l'energia elettrica, cioè un alternatore che produce una tensione AC e utilizza dei circuiti interni di rettificazione per fornire un output DC.

La parte fissa del circuito alternatore è chiamata statore e quella rotante invece è il rotore. Lo statore è un'armatura fissa, mentre il rotore è un campo rotante che può essere prodotto da un magnete permanente o da un elettromagnete. Come gira il rotore, il flusso magnetico *taglia* i poli dello statore e induce una tensione negli avvolgimenti; essa inverte polarità ogni volta che il rotore compie mezza rivoluzione perché il flusso s'inverte in direzione quando i poli opposti del rotore passano davanti quelli dello statore.

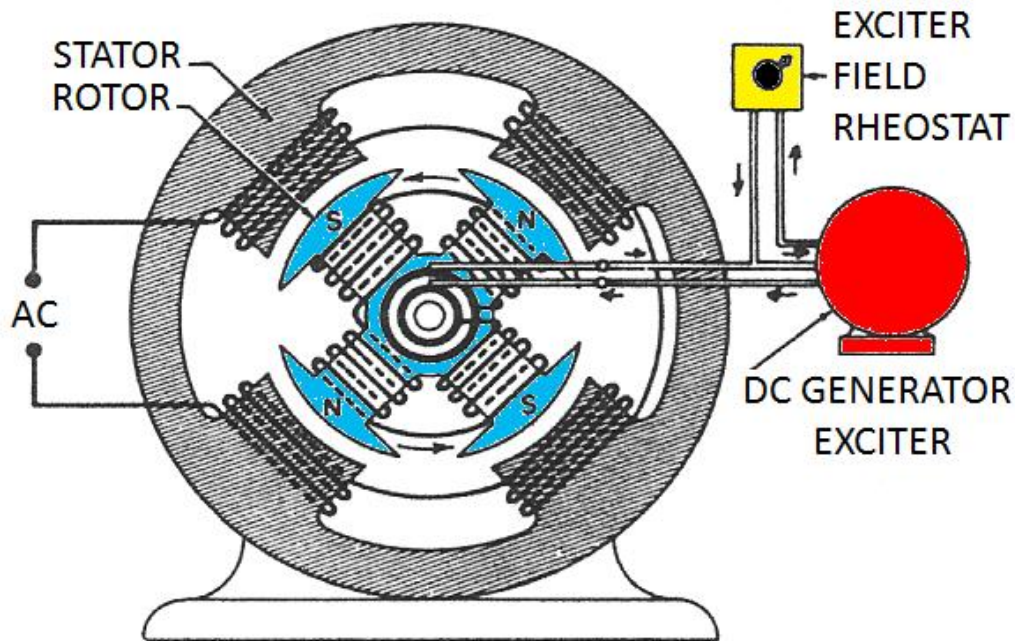


Figura 21: Alternatore con rotore elettromagnetico a quattro poli.

In genere, gli alternatori che utilizzano un elettromagnete per la generazione del campo, ricevono una corrente continua per eccitare l'armatura. Un alternatore con un rotore elettromagnetico a quattro poli è illustrato nella figura 21.

Un rotore a magnete permanente non è soddisfacente in questo caso perché la forza del campo di flusso rimane sempre la stessa e la regolazione del voltaggio non può essere eseguita. Per questo motivo un campo elettromagnetico è sempre utilizzato per le applicazioni aeronautiche.

Gli alternatori sono classificati secondo la tensione d'uscita, l'ampereaggio, la fase e il fattore di potenza. La classificazione in fase è il numero di tensioni separate che produrrà. Di solito, gli alternatori sono monofasi o trifasi, secondo il numero dei gruppi di avvolgimenti separati nello statore. Quelli a tre fasi sono tipici per la maggior parte delle applicazioni per aeromobili e sono costruiti con un'armatura a tre avvolgimenti spaziate in modo che le tensioni siano sfasate di  $120^\circ$ .

### **2.3.2.3: Alternatori brushless**

Gli alternatori brushless ad alto rendimento sono stati sviluppati per eliminare alcuni dei problemi classici degli alternatori che impiegano anelli slip e spazzole per trasportare la corrente d'eccitazione. Essi sono spesso denominati anche generatori AC. Nella descrizione dei sistemi AC, i due termini *alternatore* e *generatore* sono spesso stati

considerati equivalenti. Ai fini del presente testo, i termini *Generatore AC* e *Alternatore AC* saranno utilizzati in modo intercambiabile durante la nostra discussione.

Tra i vantaggi di un alternatore brushless:

1. Basso costo di manutenzione, poiché non c'è nessuna spazzola o anello slip.
2. Elevata stabilità e consistenza dell'uscita, perché le variazioni di resistenza e di conducibilità sono eliminate.
3. Migliori prestazioni a grandi altitudini, perché vengono evitate le scariche elettriche alle spazzole.

La teoria dietro l'alternatore brushless è l'induzione elettromagnetica per il trasferimento della corrente dagli elementi stazionari a quelli in rotazione. A differenza dell'alternatore nella figura 21, il sistema brushless induce corrente nel rotore attraverso le linee di flusso magnetico. Questo principio elimina la necessità dei contatti striscianti degli anelli slip e delle spazzole.

In genere, si utilizza un'armatura trifase connessa a Y (vedere figura 16.b). Gli alternatori brushless moderni prendono anche il nome di generatori a magnete permanente (PMG) a causa della calamita interna al generatore, che avvia la produzione di energia elettrica. Dovendo fornire un'alimentazione a frequenza costante, è di fondamentale importanza mantenere una velocità abbastanza costante nel generatore AC e particolarmente quando esso deve operare in parallelo in un circuito elettrico.

Perciò è essenziale che la velocità sia mantenuta costante all'interno di limiti molto stretti. Questo è ottenuto attraverso i CSD menzionati in precedenza; essi sono costituiti da un ingranaggio assiale (AGD) il cui output di velocità differenziale comanda un motore che varia il rapporto tra il RPM d'ingresso e quello di output dell'AGD per mantenere una velocità di guida costante al generatore e quindi la frequenza AC desiderata.

A causa delle loro dimensioni compatte, la maggior parte dei generatori AC richiede alcuni mezzi di raffreddamento durante l'esercizio. In genere sono raffreddati per via di un flusso d'aria forzata o con dell'olio di lubrificazione nei sistemi più recenti. L'olio è inviato dalla CSD attraverso il generatore e quindi attraverso uno scambiatore di calore aria/olio per tornare di nuovo al CSD. Il raffreddamento ad olio consente una velocità di rotazione più elevata del rotore all'interno della sezione di generazione e di conseguenza un generatore più leggero e compatto.

### **2.3.2.4: Inverter**

Un inverter è un dispositivo per la conversione della corrente continua in alternata alla frequenza e tensione, necessarie per scopi particolari. Alcune apparecchiature e attrezzature nei sistemi elettrici o elettronici richiedono un'alimentazione AC 26 V a 400 Hz e altri 115 V a 400 Hz. Ciò rende inevitabile l'impiego degli inverter.

In genere sono utilizzati sui grandi velivoli per le sole situazioni di emergenza. In questo caso s'impiegano degli alternatori per l'alimentazione in corrente alternata durante le condizioni normali di funzionamento. Se tutti i generatori AC dovessero fallire, sarebbe quindi l'inverter a convertire la potenza elettrica DC fornita dalle batterie in alimentazione AC per i carichi essenziali e critici.

Molti aerei leggeri impiegano degli inverter statici durante le normali condizioni operative. Questo perché essi richiedono una quantità di corrente alternata relativamente piccola e quindi utilizzano delle dinamo come una sorgente elettrica principale.

Esistono due tipi fondamentali d'inverter, statici e rotanti. Questi ultimi possono essere assimilati a un motore a velocità costante che guida un alternatore che produce il particolare tipo di alimentazione richiesta. Sono parti di relativamente difficile e impegnativa manutenzione perciò si preferiscono quelli statici. Essi come dice il nome, non hanno parti mobili, ma constano di complessi circuiti elettrici oscillatori; perciò sono soggetti a minori problemi di manutenzione. Per via della miniaturizzazione dei componenti elettronici, gli inverter statici sono diventati relativamente piccoli e leggeri e trovano un largo impiego sui velivoli moderni per la loro elevata affidabilità e efficienza a scapito del costo leggermente più alto rispetto ad uno tradizionale.

## **2.4: Motori elettrici**

I motori elettrici sono dei dispositivi che convertono l'energia elettrica in meccanica. Esistono diverse tipologie di motori, ed è quasi impossibile descriverle tutte con una semplice classificazione. Ci sono soli pochi componenti basilari comuni a tutti i motori operanti a corrente continua, ed essi potranno aiutare ad indicare il tipo di motore da usare per una specifica utenza.

I motori AC invece sono classificati in base alla potenza, fase, frequenza operativa e il tipo di costruzione. Comunque, i motori elettrici possono essere caratterizzati dalla potenza fornita, dal voltaggio, l'ampereaggio e la velocità di rotazione dell'albero motore.

Sulle macchine aeronautiche, i motori elettrici coprono varie funzioni. Possiamo citare da questa lunga lista; starter dei propulsori, movimentazione dei flap, carrello d'atterraggio, giro stabilizzazione, comandi di volo, pompe...

## **2.4.1: Motori DC**

I motori DC sono principalmente di tre tipi, in base alla disposizione degli avvolgimenti rispetto alle armature. Vediamo di seguito le caratteristiche di ciascun tipo.

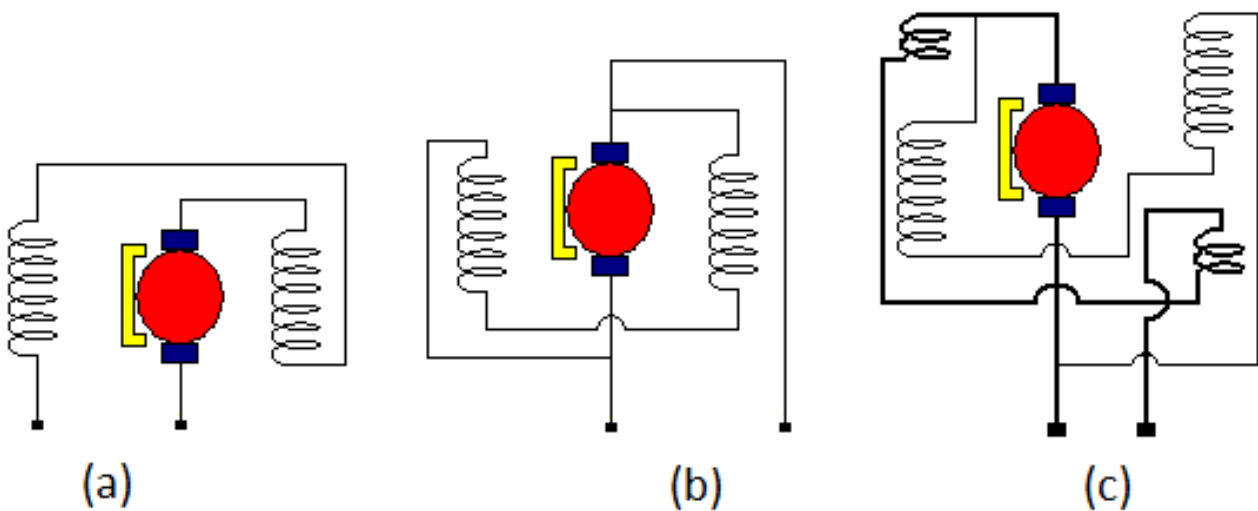


Figura 22: Schemi di motori DC: series (a), shunt (b) e compound (c).

### **2.4.1.1: Series motors**

Gli avvolgimenti sono collegati in serie con le armature come mostrato in figura 22.a. In questo modo tutta la corrente assorbita dal motore passa attraverso sia le armature sia l'avvolgimento; il flusso è massimo all'avvio quando il motore è messo in moto. Di conseguenza, la coppia di spunto è anch'essa massima. Questo tipo di motore è utile per le applicazioni, dove il carico è continuamente applicato e particolarmente elevato all'avvio.

Essi devono essere sempre collegati meccanicamente all'utenza, perché la velocità di rotazione dell'albero continua ad aumentare e può raggiungere valori superiori a quelli del regime operativo normale del motore; danneggiando gravemente l'armatura a causa dell'eccessiva forza centrifuga che si sviluppa su di essa. Questo fatto è dovuto alla soluzione costruttiva di serie tra armatura e avvolgimento.



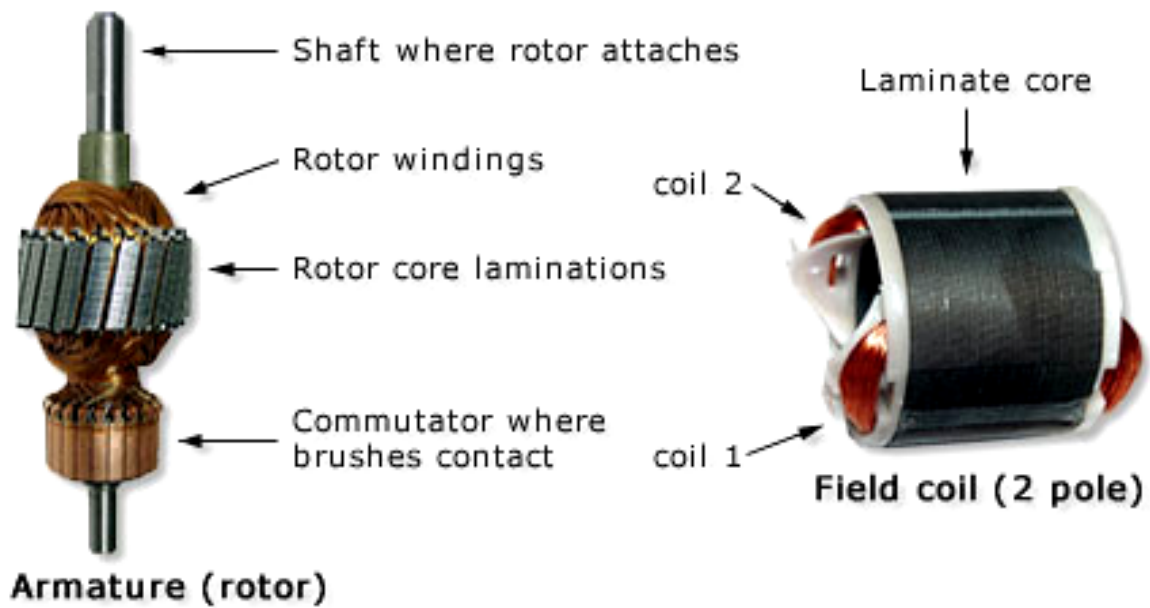


Figura 23: Elementi costruttivi di un series motor.

Sui velivoli, i series motors sono principalmente impiegati come starter dei propulsori e per le operazioni di retrazione e di estrazione dei carrelli d'atterraggio e dei cowl flaps.

### 2.4.1.2: Shunt motors

In questo tipo di motori, gli avvolgimenti sono collegati in parallelo all'armatura come si vede in figura 22.b. Il conduttore deve avere una resistenza abbastanza alta rispetto a quella dell'armatura per limitare la corrente che passa attraverso di essa al regime operativo normale richiesto, perché la forza contro-elettromotrice dell'armatura non intervenga a ridurre la corrente dell'avvolgimento.

Come risultato di questa disposizione si ha un motore che ha una bassa coppia all'avvio a causa della bassa resistenza dell'armatura che drena quasi tutta la corrente fornita al motore. Appena essa inizia a guadagnare velocità, la corrente che passa nell'armatura diminuisce a causa della forza contro-elettromotrice e quella dell'avvolgimento aumenta. Di conseguenza, si ha un incremento della coppia fino a quando le emf e contro-emf non si equivalgono; il motore sta operando a regime normale. La velocità rimane quasi costante per tutti i carichi ragionevoli applicati. Essi sono i "motori a velocità costante".

L'impiego ottimale di questa categoria è per le applicazioni, dove si ha un basso carico all'avvio che cresce man mano che la velocità di rotazione dell'albero motore aumenta; tipicamente come le ventole, pompe centrifughe.

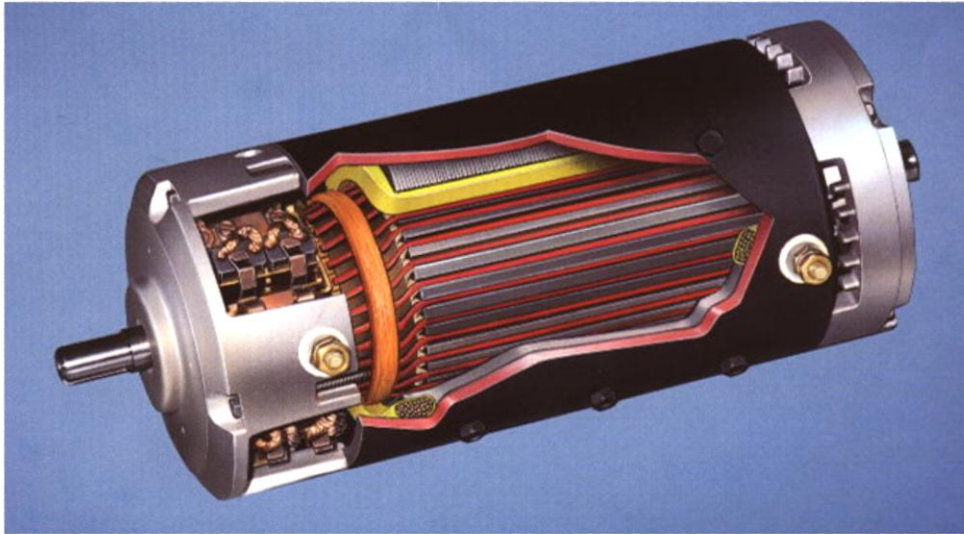


Figura 24: Shunt motor.

### **2.4.1.3: Compound motors**

Sono la combinazione dei due modelli esposti in precedenza. Hanno una coppia di spunto molto elevata ma non oltrepassano la velocità di rotazione di regime operativa normale se non sono collegati a un carico. Questo perché l'avvolgimento parallelo mantiene la forza contro-elettromotrice quasi bilanciata con l'emf applicata.

In condizioni operative, quando si ha un incremento del carico su un motore compound, la velocità di rotazione decresce di più comparativamente a un motore shunt. Comunque esso opera a velocità sufficientemente costante per diverse applicazioni pratiche. Sui velivoli, questi motori mettono in moto tipicamente le pompe idrauliche; cioè con un range che si estende da una condizione di carico nullo ad una condizione di carico massimo. Né i series motors né gli shunt motors possono rispondere a questi requisiti.

### **2.4.1.4: Caratteristiche dei motori elettrici DC aeronautici**

#### Accorgimenti costruttivi

Il rapporto peso/potenza di questi motori deve essere molto basso. Un piccolo motore deve fornire il massimo possibile di potenza al minimo di peso. Per un motore commerciale, questo rapporto è di circa 60 kg / kW, mentre per uno d'impiego aeronautico è meno di 3 kg / kW. La riduzione del peso è ottenuta operando i motori ad alte velocità e correnti a frequenze elevate. Ciò rende inevitabile l'uso d'isolatori e delle sostanze termicamente schermanti, o magari dei ventilatori dissipativi del calore.

Un'altra conseguenza da evidenziare, è l'effetto della forza centrifuga sulle armature di un motore operante ad alta velocità, che deve essere ridotta per non danneggiare internamente il motore. Costruendo armature di diametro relativamente piccolo rispetto alla lunghezza, si può risolvere questo problema.

### Continuità e intermittenza

Molti dei motori a bordo di un velivolo non operano continuamente. Per il basso calore generato in un arco breve di tempo, i motori che coprono questo servizio sono progettati per fornire il massimo di potenza col minimo peso. Questi motori si chiamano "a servizio intermittente". Quelli che operano continuamente invece, si chiamano "a servizio continuo".

### Reversibilità dei motori DC

I motori usati per le operazioni di estrazione/retrazione dei carrelli d'atterraggio, degli ipersostentatori e dei flaps o certi tipi di apparati, devono essere progettati per operare in entrambi le direzioni; perciò sono chiamati "motori reversibili".

La polarità della tensione applicata a qualunque motore determina il verso di rotazione dell'albero motore (orario o antiorario). Per invertire la direzione di rotazione di un motore DC contenente un campo elettromagnetico, basta invertire la polarità del voltaggio di alimentazione. Questo invertirà il campo magnetico sugli avvolgimenti. Un complesso circuito esterno è necessario per quest'operazione. Questi motori sono tipicamente a 28 V e sui grandi velivoli si usano anche per il controllo dei vari sistemi a valvola sia idraulici che per l'impianto combustibile.

## **2.4.2: Motori AC**

I principi basilari del magnetismo e dell'induzione elettromagnetica sono gli stessi sia per i motori AC sia per quelli DC; ma l'applicazione di tali principi differisce a causa delle rapide inversioni della direzione e i cambi continui dell'ampiezza, caratteristici della corrente alternata.

Durante gli ultimi anni, i sistemi elettrici AC sono stati molto sviluppati per le macchine volanti, perché in paragone ad un sistema a corrente continua, uno a corrente alternata dello stesso peso, fornisce una potenza elettrica molto più elevata. Questo vantaggio primario ha diretto le ricerche e gli sviluppi verso i sistemi di alimentazione AC nel tentativo

di risparmiare quanto possibile sul bilancio di massa. Questo ha portato alla produzione di due tipologie principali di motori AC.

### **2.4.2.1: Induction motor**

Ha una vasta varietà di applicazioni a causa delle sue eccezionali caratteristiche operative. Non richiede speciali dispositivi d'avvio o un'eccitazione da fonti ausiliarie e opera in un largo range di carico. È adattabile a quasi tutte le utenze quando non è necessaria un'esatta e costante velocità di rotazione.

Le parti essenziali di un motore a induzione sono il rotore e lo statore. Quest'ultimo ha la forma di una corazza con delle fessure sulla superficie interna. Gli avvolgimenti sono piazzati in queste fessure in maniera simile a quelli dell'armatura di un DC.

Se colleghiamo una fonte di corrente continua a due terminali dello statore, vediamo che le sezioni della superficie interna hanno polarità definite. Se invertiamo la connessione DC, la polarità dello statore anch'essa s'inverte.

Quando una corrente alternata è applicata ai terminali dello statore, la polarità s'inverte due volte in ogni periodo compiuto della corrente. Solitamente, lo statore di un motore AC ha due o tre avvolgimenti in base alla corrente che lo alimenta.

Perciò se una corrente multifase è applicata agli avvolgimenti, un campo magnetico s'instaura dentro lo statore; e quando essa cambia direzione e ampiezza in ogni fase, il campo combinato dello statore ruoterà alla frequenza della corrente di alimentazione.

Se osserviamo attentamente i diagrammi e il grafico riportati nella figura 25, troviamo che la fase 1 è positiva con un picco massimo di ampiezza della corrente, allora il campo dello statore è verticale. La corrente è negativa invece nelle fasi 2 e 3; e tutta quella che fluisce attraverso l'avvolgimento della fase 1 passa anche nello statore e nel generatore che è rappresentato dall'alternatore a Y. In posizione 1, vediamo che approssimativamente, la metà della corrente fluisce in fase 2 e l'altra metà in fase 3. Il risultato è un campo verticale evidenziato nel diagramma.

Quando la fase della corrente è cambiata di un angolo di  $30^\circ$  in posizione 2, quella in fase 1 è sempre positiva ma non è più massima, quella in fase 2 è nulla, mentre fase 3 ha raggiunto il massimo negativo. Di conseguenza, il campo è completamente prodotto dei poli delle fasi 1 e 3; e la sua posizione è ruotata di  $30^\circ$  in senso orario rispetto alla verticale. Se prendiamo ora in considerazione le posizioni 3 e 4 e determiniamo il flusso di corrente attraverso ogni avvolgimento dalla corrispondente fase, notiamo che il campo dello statore ruota di altri  $30^\circ$  per ogni posizione. Perciò se plottiamo i valori della corrente per un intero ciclo, vediamo che il campo compie una rotazione di  $360^\circ$  per ogni periodo.

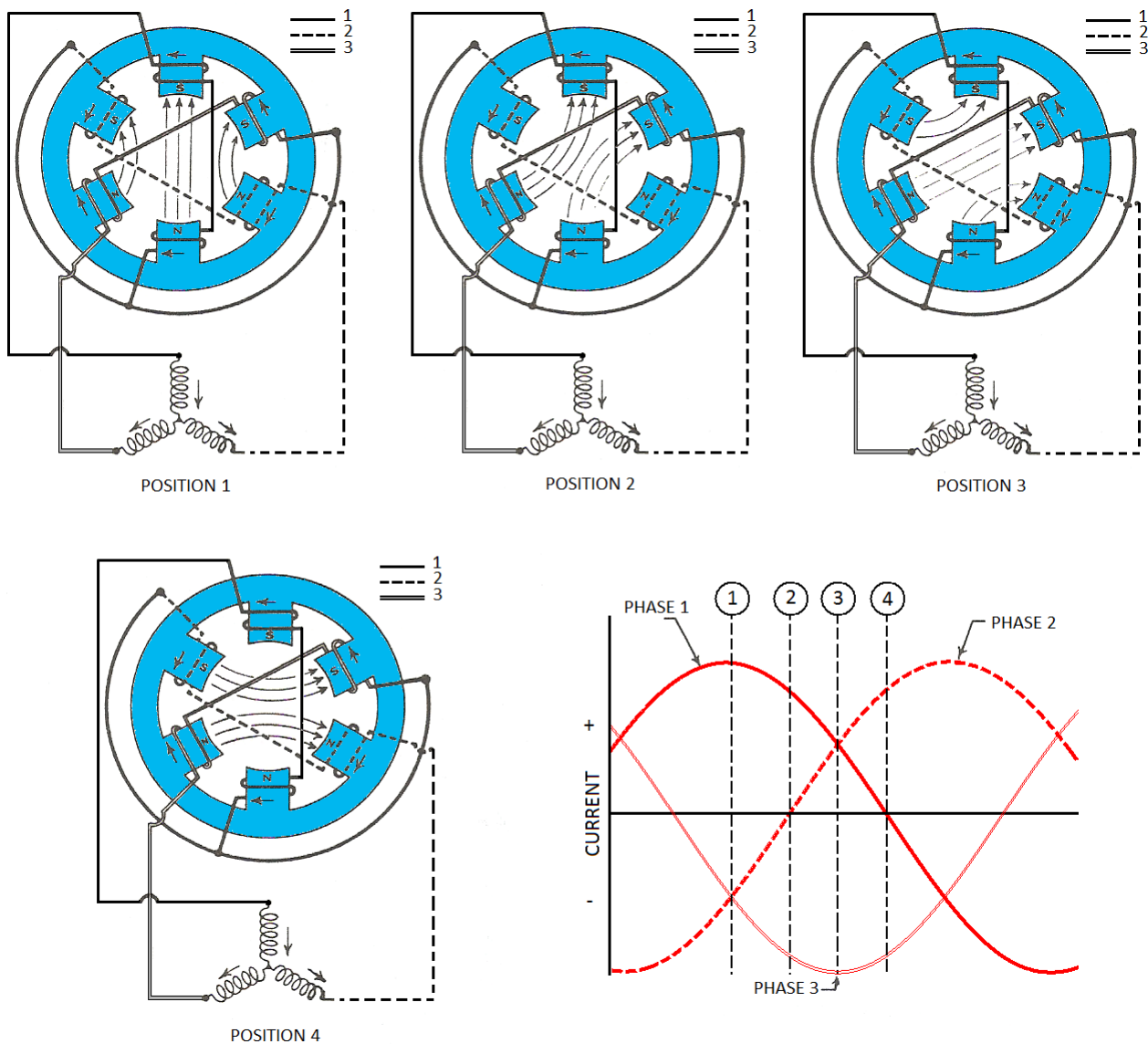


Figura 25: Principio di funzionamento di un motore AC.

Parlando ora del rotore, esso consiste di un nucleo d'acciaio laminato sul quale sono saldate delle aste conduttrici longitudinali, connesse agli estremi da due anelli. Quando l'assemblaggio è montato nel campo rotatorio prodotto dallo statore, si ha induzione di corrente nei conduttori. Siccome questi sono corto-circuitati, ci sarà un flusso di corrente nei conduttori di un lato attraverso gli anelli a quelli dell'altro lato. Tale corrente indurrà a sua volta un campo magnetico ruotato rispetto a quello del rotore. Nasce allora una coppia che fa girare il rotore.

Una caratteristica importante di questo tipo di motori è che quando è collegato meccanicamente a un carico, il rotore è rallentato dalla coppia resistente. Ciò permette ai

conduttori di tagliare un maggior numero di linee del campo dello statore in un dato intervallo di tempo, incrementando la corrente indotta e il campo del rotore e producendo una coppia maggiore che permette al motore di sopportare l'incremento del carico.

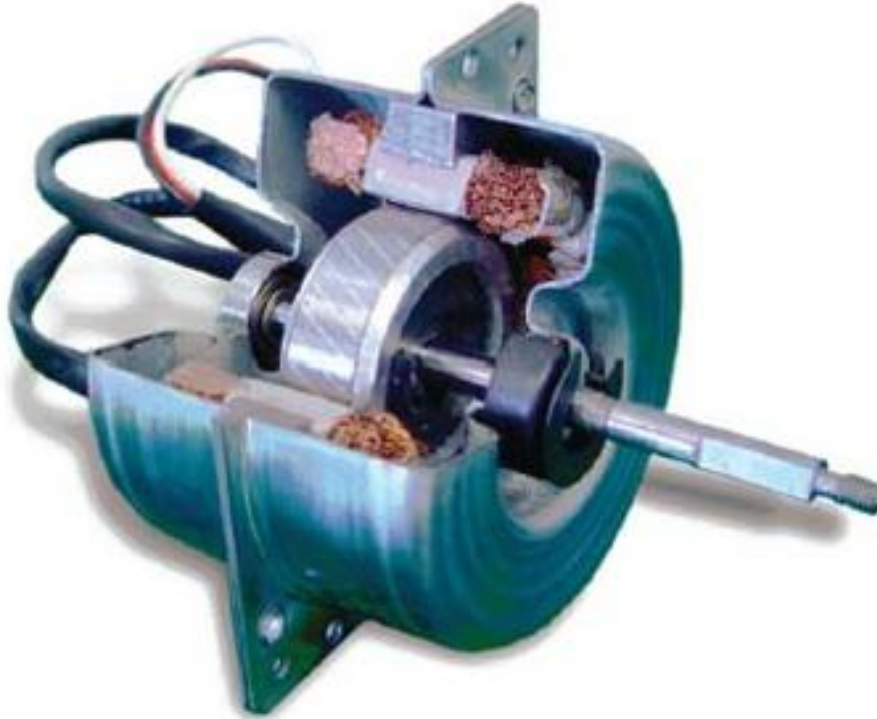


Figura 26: Spaccato di un motore a induzione.

### **2.4.2.2: Synchronous motors**

Come implica il nome, ruotano a una velocità sincronizzata con la corrente alternata applicata. Questi motori hanno tanti elementi in comune con quelli a induzione e la loro costruzione è simile a quella degli alternatori.

Lo statore consiste di una corazza di acciaio laminato con gli avvolgimenti piazzati nelle fessure della superficie interna. Un synchronous motor tri-fase ha tre avvolgimenti separati nello statore e produce un campo magnetico rotante. Il rotore potrebbe essere un piccolo magnete nei piccoli motori, o un elettro-magnete eccitato da una fonte esterna di corrente continua in quelli grandi.

La teoria di funzionamento di questi motori è molto semplice. Essendo libero di ruotare, il magnete tende ad allinearsi col campo generato dallo statore e ruota con esso alla stessa velocità. Nella pratica, ciò non avviene a causa degli attriti e ci sarà sempre un piccolo angolo (ritardo) tra i campi del rotore e dello statore che aumenta man mano che s'incrementa il carico collegato all'albero motore.

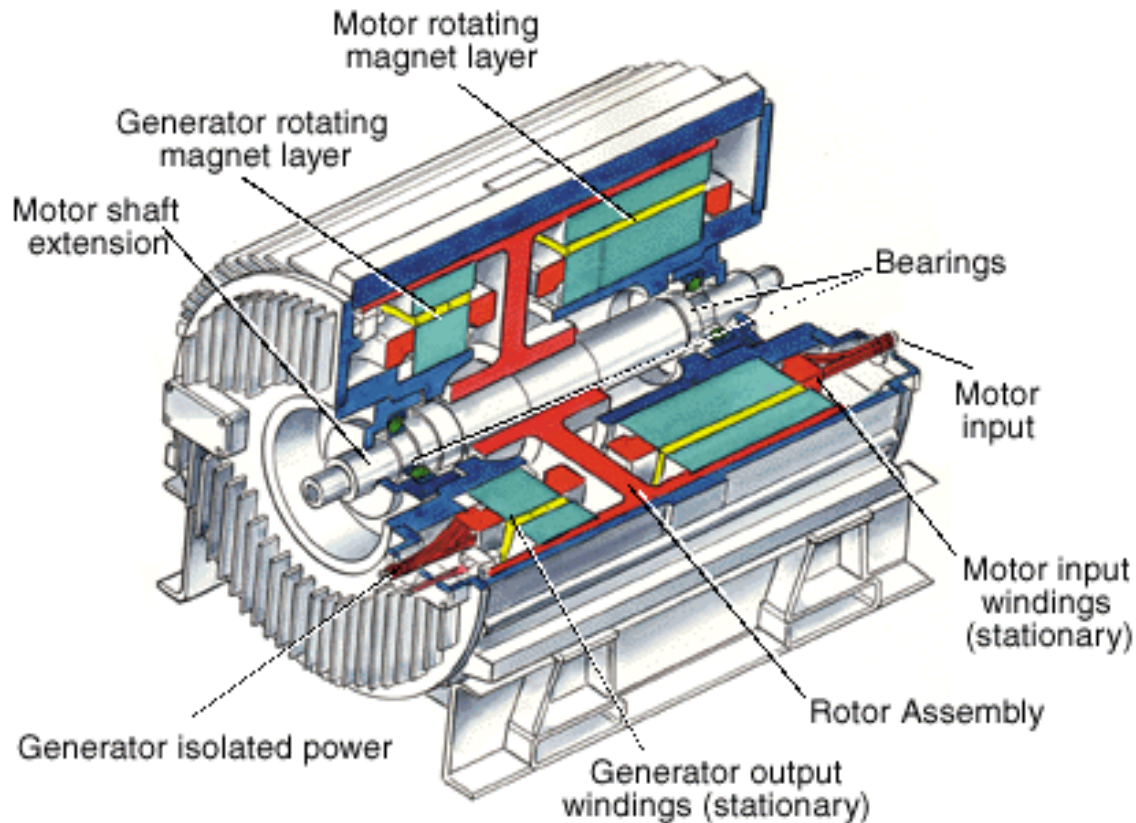


Figura 27: Esempio di un synchronous motor.

Quando operano al limite del carico, l'albero di un motore sincro ruota alla stessa velocità dell'alternatore fornitore della corrente, se entrambi hanno lo stesso numero di poli. Poiché la velocità dipende interamente dalla frequenza dell'alimentazione, allora questi motori diventano molto utili quando una velocità costante o una frequenza precisa sono desiderate.

Una delle applicazioni tipiche dei synchronous motors è di cambiare la frequenza di una corrente alternata. Siccome essi ruotano a una velocità costante esatta, allora potranno essere usati per azionare altri alternatori attraverso un sistema differenziale di ingranaggi per assicurare precisamente qualunque frequenza desiderata.

### **2.4.2.3: Caratteristiche dei motori elettrici AC aeronautici**

Questi sono generalmente dei motori AC trifasi. Quelli impiegati in campo aeronautico sono molto simili a quelli industriali e commerciali. L'unica differenza risiede nel fatto che la frequenza della corrente sui velivoli è di 400 Hz e ciò rende possibile l'impiego di motori

più leggeri per lo stesso output energetico. Usualmente sono utilizzati per applicazioni che richiedono una notevole energia meccanica.

La reversibilità è una caratteristica dei motori a induzione a fase singola. In essi la coppia è nulla quando il rotore è a riposo; è necessario incorporare dispositivi per la generazione della coppia d'avvio. Questo può essere compiuto se si munisce il motore di due avvolgimenti e impiegando un condensatore per cambiare la fase delle tensioni di alimentazione, applicate ai due avvolgimenti. Il condensatore forza la corrente dell'avvolgimento secondario a guidare la corrente di quello primario. Questo, in effetti, trasforma il motore quasi in un "bifase". Il processo appena esposto si chiama "divisione della fase" ed è indispensabile per l'avvio del motore. Motori di questo tipo sono usati per il comando delle valvole o di piccoli attuatori.



## 3: Tecnologie innovative per l'aeronautica

---

In questa sezione dell'elaborato saranno discusse le novità rivoluzionarie menzionate in precedenza e introdotte nelle macchine volanti, rivolgendo particolare attenzione al FADEC (Full Authority Digital Engine Control), ECS (Environmental Cabin System), L'attuazione elettrica e le Fuel Cells che stanno equipaggiando il More-Electric Aircraft di oggi e costituiscono un mattone basilare del velivolo completamente elettrico del futuro. Andiamo a vedere in dettaglio le caratteristiche di tali tecnologie.

### 3.1: Il FADEC

#### 3.1.1: Generalità

Quando si discute di motori di nuova generazione, spesso si sente parlare di controllo tramite FADEC. Vediamo allora cos'è, quali sono i suoi scopi e in base a cosa opera questo sistema.

Il FADEC (acronimo di *Full Authority Digital Engine Control*) è un sistema elettronico computerizzato che controlla il funzionamento del motore in tutte le sue fasi operative. Lavora in stretto contatto con gli altri sistemi dell'aeroplano e oltre a supervisionare il motore, fornisce all'aereo anche le informazioni per le indicazioni in cabina di pilotaggio e monitorizza le condizioni del motore, facilitando la manutenzione e la ricerca di problemi.

In particolare, il FADEC si occupa di:

- Power management (cioè la gestione della spinta in base ai comandi e alle informazioni ottenute, sia in manuale che in autotrazione)
- Gas generator control (controllo del generatore di gas)
- Engine limit protection (protezione del motore affinché i parametri non superino i limiti imposti)
- Automatic and manual engine start (il FADEC controlla e gestisce tutta la procedura di avviamento)
- Thrust reverser control (controllo degli inversori di spinta)
- Engine parameters transmission for cockpit indication (fornisce all'aereo i parametri per le indicazioni in cockpit)
- Transmission of engine condition monitoring parameters (trasmette i parametri di controllo delle condizioni del motore)
- Detection, isolation, memorization of its internal system failures (rileva, isola e memorizza i guasti relativi al suo sistema interno)
- IDG cooling system (controllo del raffreddamento degli Integrated Drive Generator).

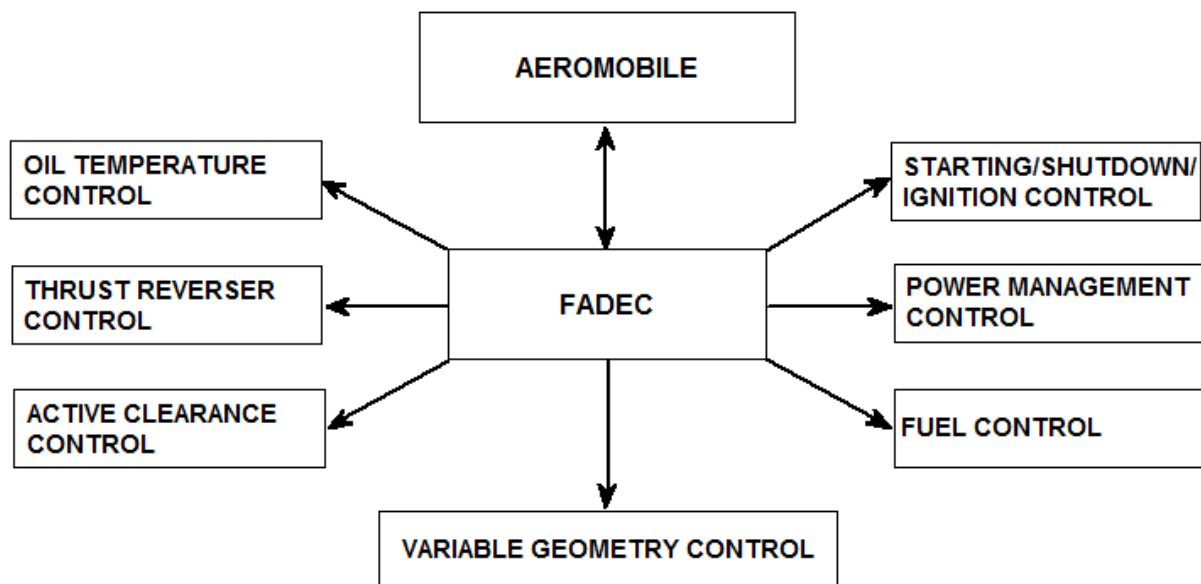


Figura 28: Schema riassuntivo delle funzioni del sistema FADEC.

L'utilizzo del FADEC sui motori di nuova generazione permette notevoli vantaggi rispetto ai sistemi di controllo elettromeccanici tradizionali. La gestione del motore in tutte le sue fasi di funzionamento permette un'ottimizzazione delle prestazioni nelle varie fasi del volo, una gestione ottimale della spinta, una notevole riduzione dei consumi e delle emissioni inquinanti, dovuti ad una maggiore efficienza. Lo stretto controllo sul motore impedisce il superamento dei limiti, ad esempio della temperatura di scarico dei gas o di velocità di rotazione, preservando la salute del motore. Le sue capacità di monitoraggio e memorizzazione dei guasti facilitano gli interventi di manutenzione.

Riassumendo, ecco quali sono i vantaggi principali derivanti dall'uso di questo sistema:

- Maggior efficienza, con incremento delle performance e riduzione dei consumi.
- Protezione del motore dal superamento dei limiti.
- Ridondanza in caso di failure.
- Gestione e controllo del motore durante l'avviamento, con interruzione immediata della procedura in caso di problemi (esempio: hot start).
- Integrazione con gli altri sistemi dell'aeromobile.
- Facilità della manutenzione e del rilevamento dello stato del motore.
- Riduzione del carico di lavoro dell'equipaggio, impegnandosi della gestione del motore e segnalando immediatamente le anomalie.

È importante rilevare un aspetto importante: grazie al controllo che il FADEC esercita sulle parti fondamentali del motore, sulle bleed valve e sulle active control clearance, possiamo avere una gestione molto migliorata dei transitori cui è sottoposto il motore, fasi che sono notoriamente molto delicate da gestire da un sistema tradizionale.

La gestione dei transitori è la parte più difficile che un sistema di questo tipo sia chiamato a svolgere, in un momento in cui il motore è sottoposto a uno stress aerodinamico notevole. Sistemi come le VBV (*Variable Bleed Valve*) e le VSV (*Variable Stator Vane*) fanno in modo che il motore non stalli durante un transitorio, come ad esempio da trazione di decollo a quella di salita, allontanando il più possibile la curva dei giri del motore, dal margine di stallo.

### **3.1.2: Architettura del sistema**

Il sistema FADEC è composto dai seguenti elementi:

L'ECU (*Electronic Control Unit*), a doppio canale, che si può intendere come il "cervello" del sistema. Essa riceve i dati dai vari sensori, li elabora, invia i segnali elettrici di comando al HMU, riceve i segnali di feedback, scambia dati con gli altri sistemi dell'aeromobile.

L'HMU (*Hydro Mechanical Unit*), che riceve e converte i segnali elettrici provenienti dall'ECU in pressione idraulica. I componenti periferici, come valvole, attuatori e sensori, che inviano dati all'ECU, eseguono i comandi, trasmettono i feedback di posizione all'ECU. La figura 29 rappresenta bene il sistema e tutti i parametri ricevuti e controllati da esso.

Esso tramite l'HMU comanda (ricevendo poi i rispettivi segnali di feedback):

- VBV (*Variable Bleed Valve*)
- VSV (*Variable Stator Vane*)
- BSV (*Burner Staging Valve*)
- TBV (*Transient Bleed Valve*)
- RAC/SB (*Rotor Active Clearance/Start Bleed*)
- HPTACC (*High Pressure Turbine Active Clearance Control*)
- LPTACC (*Low Pressure Turbine Active Clearance Control*).
- Ignition system.

Il sistema è costruito per essere completamente ridondante, in modo da essere il più possibile sicuro. L'ECU è composta di due canali indipendenti, tutti gli input sono doppi ad eccezione di alcuni parametri di monitoraggio o indicazione che sono singoli. Ogni canale dell'ECU è indipendente, ma tutti i canali sono operativi contemporaneamente; entrambi i canali ricevono gli input e li processano, ma solo il canale attivo (*active channel*) fornisce i comandi in uscita (l'altro è chiamato *stand-by channel*).

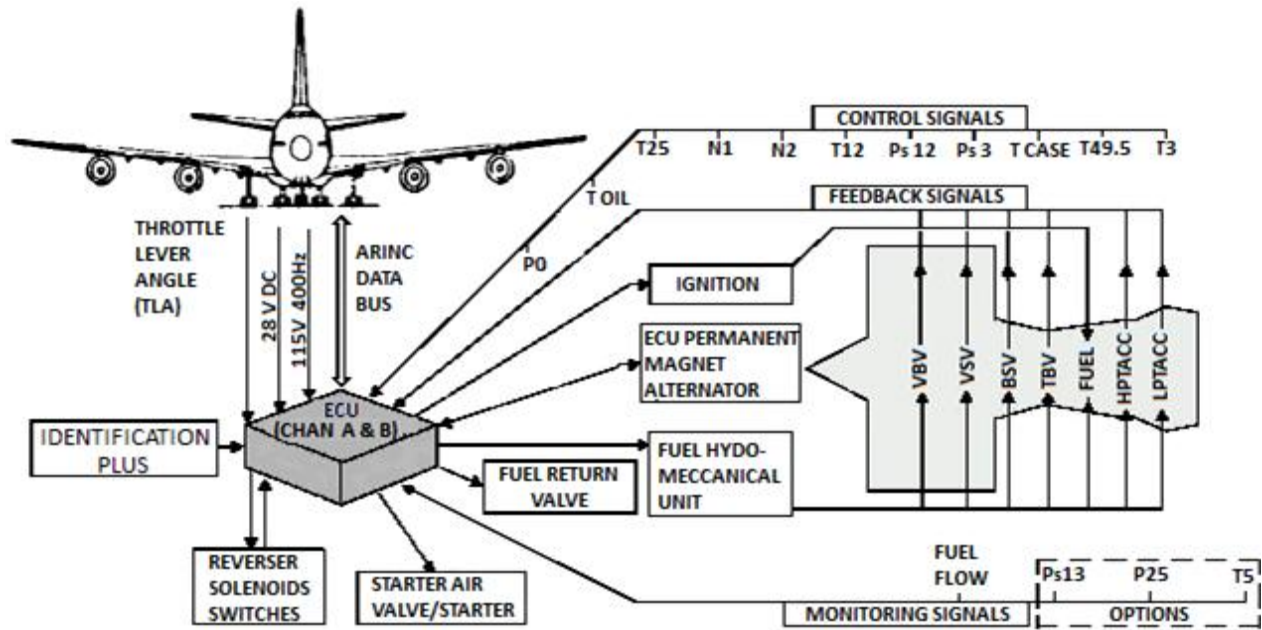


Figura 29: Parametri in gioco nel sistema FADEC: P0 (Ambient static pressure), Toil (Oil Temperature), T25 (HP compressor inlet air temperature), N1 (Low pressure rotor rotational speed), N2 (High pressure rotor rotational speed), T12 (Fan inlet total air temperature), Ps12 (Fan inlet static air pressure), Ps3 (Compressor discharge static air pressure), Tcase (HP turbine case temperature), T49.5 (EGT Exhaust gas temperature), T3 (Hp compressor discharge air temperature), Fuel Flow, Ps13 (Fan outlet static air pressure), P25 (HP compressor inlet air pressure), T5 (Low pressure turbine discharge total air temperature).

Il FADEC è un sistema di tipo BITE (*Built In Test Equipment*); rileva e memorizza eventuali avarie o combinazioni di esse per determinare lo stato di ogni canale e trasmettere i dati di manutenzione all'aereo.

La selezione *Active/Stand by* è stabilita dall'ECU a ogni avvio e durante l'operatività, in base allo stato di ogni canale: essi rilevano il loro stato e quello migliore è il canale attivo. Se lo stato dei canali è identico, si alternano a ogni avvio del propulsore. Se un canale è fuori uso e l'altro non può eseguire una determinata funzione, si pone automaticamente in "*fail safe*" position.

Per approfondire l'argomento, il metodo migliore è prendere in esame un reale sistema FADEC. Analizziamo nelle sue generalità un sistema FADEC reale, per la precisione quello che equipaggia i CFM56-5B.

Il CFM56-5B è un moderno turbofan, con un rapporto di by-pass di circa 6:1. È prodotto da CFM International, presenta un'architettura twin-spool, offre un range di spinta da 22.000 a 33.000 lbs ed equipaggia l'A320 family (A318, A319, A320, A321) della Airbus.

### **3.1.3: Il sistema FADEC del CFM56-5B**

Come già specificato nell'introduzione, il FADEC gestisce il motore in tutti i suoi aspetti, controlla il motore in tutte le sue fasi operative, s'interfaccia con gli altri sistemi dell'aeromobile e monitora i vari parametri. L'ECU è a doppio canale, ed è sistemata sul motore, sul fan inlet case.

L'ECU è alimentata da un alternatore dedicato, quando N2 (la velocità di rotazione del compressore di alta pressione) è superiore al 12%, ed è alimentata dall'aereo per l'avvio, come backup e per l'alimentazione nei test a terra quando il motore è spento.

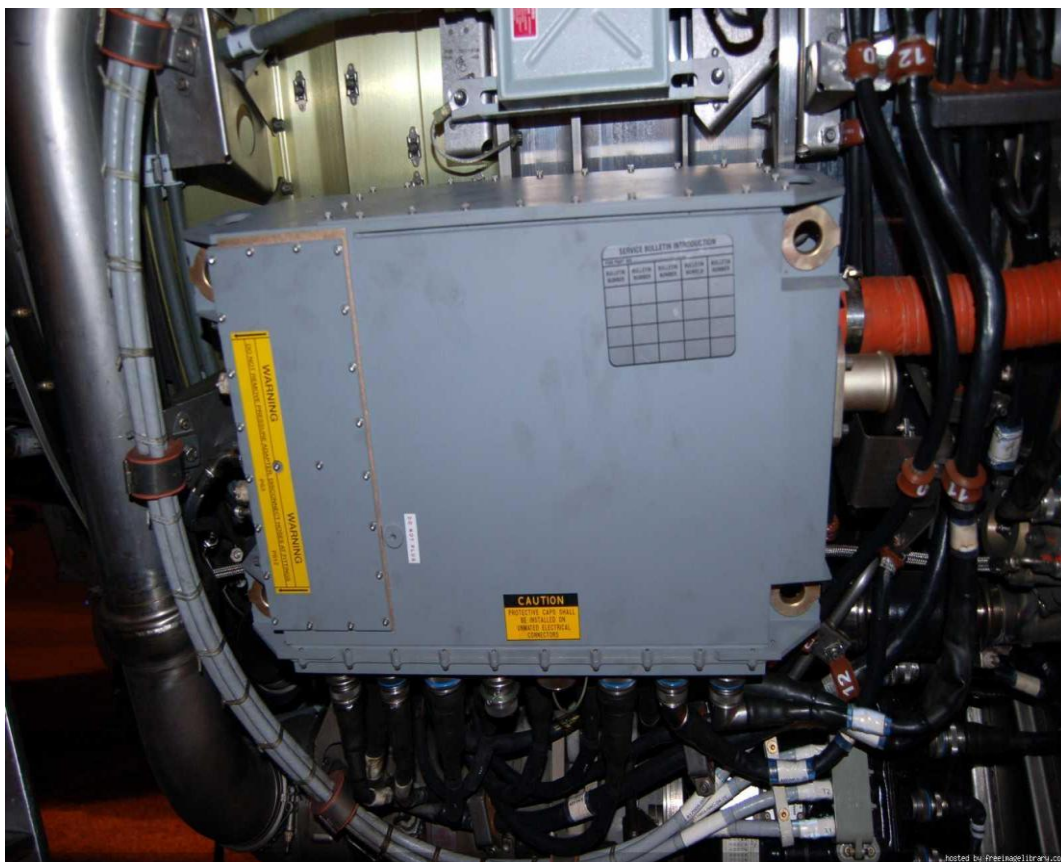


Figura 30: ECU del CFM56-5B.

Il FADEC è totalmente ridondante, costituito da due canali indipendenti, con doppi ingressi e uscite; il passaggio automatico da un canale all'altro elimina qualsiasi interruzione in caso di failure.

Tutti i controlli in ingresso sono doppi (ad eccezione di alcuni parametri secondari che sono singoli), per aumentare la tolleranza ai guasti, i parametri sono scambiati tra i due canali dentro l'ECU. Per incrementare l'affidabilità del sistema tutti gli inputs di un canale sono disponibili all'altro attraverso il CCDL (*Cross Channel Data Link*), permettendo a

entrambi i canali di restare operativi, anche se dovesse venire a mancare un input importante a un canale.

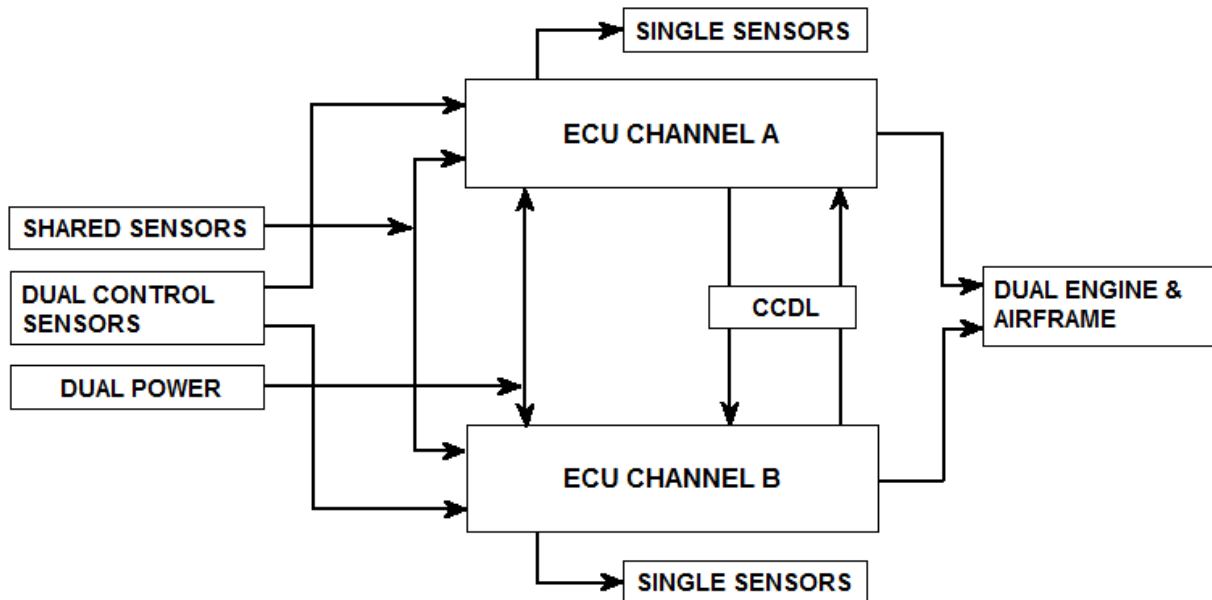


Figura 31: Schema dell'ECU del CFM56-5B.

Tutte le uscite dell'ECU sono doppie: solo il canale in controllo attivo invia i segnali ai vari utilizzatori (motori, solenoidi, ecc), l'altro canale (in stand by) è usato come verifica incrociata.

L'ECU è un sistema BITE (Built In Test Equipment), che invia informazioni ed esegue dei test tramite il MCDU (*Multipurpose Control and Display Unit*), dando la possibilità di individuare eventuali *failure* e permettendo comunque di passare il controllo dal canale difettoso a quello funzionante. Esiste poi un ulteriore livello di sicurezza: se ad esempio un canale è fuori uso e quello in controllo non può governare una funzione, questa è portata automaticamente in fail safe position. Ad esempio, se un canale è in avaria e se l'altro non è in grado di controllare la posizione della VBV, la valvola è portata in posizione fail safe open.

Per svolgere le sue funzioni, l'ECU si deve interfacciare con gli altri elaboratori dell'aereo, direttamente o tramite l'EIU (*Engine Interface Unit*), che è un'interfaccia concentratore tra i sistemi dell'aereo e il FADEC; c'è un EIU per ogni motore, installata nella baia dell'avionica.

L'ECU riceve i suoi input dal: LGCIU (*Landing Gear Control and Interface Unit*), ADIRU (*Air Data Inertial Reference Units*), FCU (*Flight Control Unit*), ECS (*Environmental Cabin*

*System Computers*), CFDIU (*Centralized Fault Display Interface Unit*), TLA (*Cockpit engine controls including Throttle Lever Angle*) e dai sistemi fire detector e anti-ice.

Ed invia il suo output a: BMC (*Bleed air Monitoring Computers*), ECB (*Electronic Control Box*), FWC (*Flight Warning Computers*), DMC (*Display Management Computers*), FMGC (*Flight Management and Guidance Computers*) e la CFDIU (*Centralized Fault Display Interface Unit*).

Oltre all'ECU ci sono degli elementi periferici e una serie di sensori usati per il controllo e il monitoraggio del motore. Esso è in relazione con gli altri sistemi attraverso l'EIU. I parametri primari N1, N2, Fuel Flow e EGT (vedere la legenda della figura 29) sono acquisiti direttamente dall'ECAM (*Electronic Centralized Aircraft Monitoring*), i secondari dall'ECAM attraverso l'EIU.

Esaminiamo ora nel dettaglio le principali operazioni svolte:

- ✓ POWER MANAGEMENT: il FADEC provvede a un controllo automatico della spinta e a calcolarne i limiti. Può operare in due modi: manuale, che dipende dall'angolo della parzializzazione della manetta, e Autothrust, che dipende dall'*Autoflight System*. Ci sono anche due modalità idle: *minimum idle* e *approach idle*.
- ✓ ENGINE LIMIT PROTECTION: si occupa della protezione dall'overspeed per N1 e N2 degli stadi compressore e dal controllo della temperatura di scarico dei gas.
- ✓ STARTING AND IGNITION CONTROL: controlla e supervisiona tutta la procedura di avvio del motore, monitorando i parametri e interrompendo la procedura in caso di necessità.
- ✓ THRUST REVERSER: il funzionamento dei *Thrust Reverser* è controllato dal FADEC; in caso di malfunzionamento essi sono messi in *stow*.
- ✓ ENGINE SYSTEM CONTROL: il funzionamento ottimale del motore è ottenuto controllando:
  - il flusso del carburante nella camera di combustione
  - il flusso di aria nel compressore e il giuoco della turbine.

Proprio il controllo ottimale dei flussi all'interno del propulsore è uno dei compiti più importanti e delicati attuati dal sistema, soprattutto nei transitori. Con il FADEC si ha un maggior controllo quindi sullo stallo del compressore. Il controllo attivo della clearance delle turbine (HPTACC e LPTACC) permette di controllare e mantenere sempre a livelli ottimali la clearance esistente tra le palette delle turbine e il copricatena della turbina stessa. Tutto ciò permette al motore di lavorare in maniera il più possibile efficiente in tutte le configurazioni che può incontrare durante il suo esercizio.

### **3.1.3.1: Interfacce ECU (Electronic Control Unit)**

ECU channel input: I due canali dell'ECU ricevono gli stessi parametri anemometrici per il calcolo della spinta dall'ADIRS (*Air Data Inertial Reference System*), i segnali dall'aeromobile per il controllo dei motori dall'EIU, il segnale dalla TCU (*Throttle Control Unit*) e dai vari sensori sul motore.

ECU channel A output: Tramite il bus ARINC, l'output dell'ECU è inviato al EIU (*Engine Interface Unit*), FCW (*Flight Warning Computers*), DMC (*Display Management Computers*), FMGC (*Flight Management and Guidance Computers*) e al DMU (*Data Management Unit*). Il canale A provvede poi a inviare l'output ai vari *Torque Motors* e solenoidi di controllo del motore.

ECU channel B output: Il canale B provvede agli stessi outputs del canale A ai computer dell'aereo, attraverso un'altra rete di bus. Il Canale B non fornisce l'uscita per il DMU.

ECU electrical power supply control: L'ECU è alimentata dall'impianto elettrico dell'aereo quando i motori sono spenti, e tramite un alternatore a magnete quando gli stessi sono in funzione. Si hanno diverse possibilità:

- ❖  $N_2 < 12\%$ : entrambi i canali sono alimentati indipendentemente dall'aereo con una tensione 28 V DC attraverso l'EIU, in modo tale da permettere la verifica automatica a terra del FADEC fino al raggiungimento del 12%  $N_2$ .
- ❖  $N_2 > 12\%$ : al raggiungimento di questo regime, l'ECU è alimentata direttamente dall'alternatore a magnete. Esso alimenta entrambi i canali con una corrente AC trifase; attraverso due trasformatori rettificatori si fornisce la corretta alimentazione 28 V DC ai due canali A e B.

Il FADEC è automaticamente disattivato a terra, attraverso l'Engine Interface Unit, dopo lo spegnimento del motore. L'alimentazione dell'ECU è tagliata in caso d'incendio nel propulsore.

### **3.1.3.2: HMU (Hydro Mechanical Unit)**

Come detto all'inizio, l'HMU trasforma i segnali provenienti dall'ECU in pressione idraulica. È sistemata sulla scatola degli accessori e affiancata alle pompe del combustibile.

Esso presenta due connettori per i canali A e B dell'ECU e un connettore per il solenoide di spegnimento. La figura sottostante rappresenta le principali connessioni del HMU con i diversi sistemi del gruppo motore.



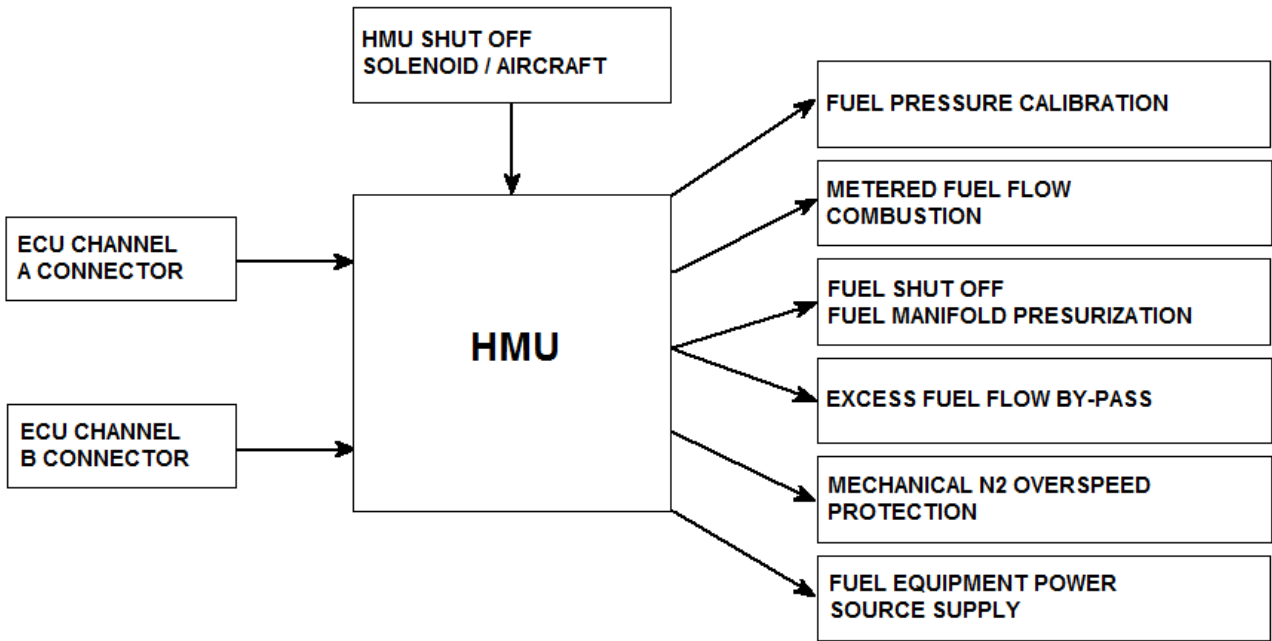


Figura 32: Connessioni dell'HMU.

Internamente l'HMU è formata da due sottosistemi:

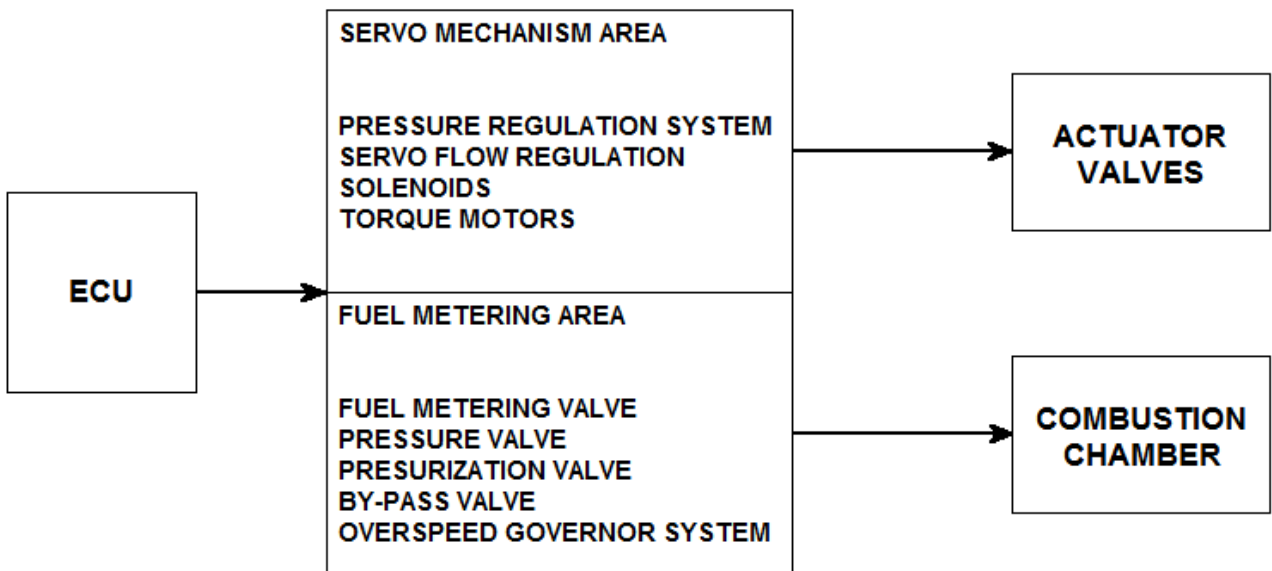


Figura 33: Architettura dell'HMU.

Tramite sei Torque motors avviene il controllo delle fuel metering valves, variable stator vanes, variable bleed valves, transient bleeding valves e delle clearance delle turbine. Attraverso due solenoidi si controllano la BSV e l'AC shut-off valve signal generator.

Con questa esposizione, si è voluto dare una panoramica generale sul sistema FADEC, sugli scopi e i vantaggi che esso presenta rispetto ad un controllo elettromeccanico tradizionale e la sua architettura di massima.

Chiaramente non vuole essere un lavoro esaustivo, essendo un argomento molto vasto. Comunque un'idea su questo sistema è stata fatta; è stato evidenziato come sia un elemento fondamentale nei motori moderni, che senz'altro ha dato un grande contributo al miglioramento delle prestazioni, dei consumi e della gestione del motore sia da parte dei piloti che da parte dei tecnici che si occupano della manutenzione. Tra l'altro si può facilmente intuire come esso rappresenti un passo molto importante verso l'*elettrificazione* dei diversi sistemi sulle macchine volanti.

## **3.2: ECS (Environmental Cabin System)**

Nei motori a turbina, l'aria compressa è spillata dall'interno del motore da uno stadio del compressore e prima che il carburante sia iniettato nei bruciatori. L'aria potrebbe essere prelevata in qualsiasi motore a turbina a gas; il suo utilizzo è in genere limitato ai motori a getto utilizzati per gli aeromobili.

L'aria è preziosa in un aeromobile per due proprietà: l'alta temperatura e l'alta pressione (i valori tipici sono 200 - 250°C e 275 kPa (40 PSI), per gli impieghi in fusoliera). Quest'aria compressa può essere utilizzata all'interno dell'aeromobile in molti modi diversi, specialmente come antighiaccio, per la pressurizzazione della cabina e per attuatori pneumatici. Tuttavia, l'aria sottratta è molto calda per essere utilizzata direttamente, perciò quando si deve immetterla in aree di bassa temperatura, essa dovrà essere raffreddata o addirittura refrigerata.

I recenti aeromobili contano di più sull'elettricità, riducendo la necessità di aria compressa. Poiché la maggior parte dei motori a turbina utilizza più stadi di compressione, alcuni motori più recenti hanno le prese d'aria tra gli stadi per diminuire la temperatura dell'aria compressa.

### **3.2.1: Il sistema pneumatico**

Nei velivoli civili, l'uso primario dell'aria è quello di pressurizzare la cabina fornendo aria al sistema di controllo ambientale. Inoltre, essa è utilizzata per tenere le parti critiche dell'aeromobile (come il bordo d'attacco delle ali e le superfici di governo) libere dal ghiaccio.

L'aria è utilizzata in molti sistemi degli aeromobili, perché è facilmente disponibile, affidabile e una significativa fonte di potenza. Ad esempio, gli starters utilizzati per avviare i grandi motori a getto sono molto più piccoli e leggeri rispetto agli equivalenti elettrici di stessa potenza d'uscita. Quest'aria è fornita da un' unità di alimentazione ausiliaria (APU) di bordo o da un dispositivo esterno se la APU è fuori servizio. Una volta avviato il primo motore, l'aria può essere prelevata da tale motore per guidare la partenza dei motori rimanenti. I serbatoi di acqua sono pressurizzati dall'aria fornita tramite un regolatore di pressione. Su alcuni aeromobili, anche delle sonde esterne utilizzano l'aria compressa per guidare una pompa a venturi per richiamare l'aria dall'esterno in una camera di temperatura del sensore, oltre a guidare gli strumenti giroscopici nella cabina di pilotaggio (es: orizzonte artificiale).

Quando utilizzata per la pressurizzazione della cabina, l'aria deve essere prima raffreddata (siccome esce dal compressore a temperature di circa 300°C) passando attraverso uno scambiatore di calore aria-aria che usa come refrigerante dell'aria esterna prelevata dall'atmosfera. Essa quindi alimenta una macchina a ciclo che regola la temperatura e il flusso dell'aria immesso in cabina, mantenendo l'ambiente confortevole.

Inoltre una parte dell'aria è destinata a riscaldare le presse d'aria del motore; è rimossa una piccola quantità dal centro del motore e inviata nella copertura protettiva del motore dove si riscalda il lato posteriore del Fan. Ciò impedisce qualsiasi accumulo di ghiaccio che se lasciato formare potrebbero portare allo spegnimento e il bloccaggio del motore o essere ingerito immediatamente, danneggiando gravemente le parti rotanti.

Un sistema analogo è impiegato per il de-icing delle ali (metodo ala-calda). In questo caso, le goccioline di acqua che si condensano sul bordo d'attacco delle ali possono congelarsi alla bassa temperatura dell'atmosfera durante il volo. Questo accumulo di ghiaccio aggiunge del peso e cambia la forma dell'ala, causando un degrado delle prestazioni e forse una perdita critica di controllo o di portanza. Per evitare questo inconveniente, dell'aria calda è pompata all'interno dell'ala e soffiata attraverso dei fori sul bordo d'attacco scaldando il metallo e prevenendo la formazione di ghiaccio. In alternativa, si può utilizzare una gomma gonfiabile incollata al bordo d'attacco per rompere il ghiaccio sciolto.

### **3.2.2: Ultimi sviluppi per velivoli civili**

I sistemi ad aria sono in uso da vari decenni sui velivoli commerciali a getto. Recentemente, la Boeing ha annunciato che i suoi nuovi aeromobili saranno in grado di operare senza uso dell'aria spillata (i due motori proposti, il General Electric GENx e il Rolls Royce Trent 1000, sono progettati tenendo in considerazione questo fatto). Il punto di partenza per migliorare l'efficienza del motore è il progetto tradizionale; poiché non c'è nessuna perdita di massa nel flusso d'aria e quindi di energia del motore; ne consegue un

significativo minor consumo di carburante. In un sistema pneumatico, l'aria è compressa per diverse atmosfere nei motori, per essere poi raffreddata ed espansa ("energia persa") per un margine ristretto di pressione e temperatura (richiede complessi sistemi di regolazione della temperatura e della pressione) per essere trasportata tramite le tubature nella fusoliera, solo quindi per essere nuovamente raffreddata ed espansa ("ulteriore spreco di energia") a circa un'atmosfera di pressione. Eliminando questo sistema si realizza una riduzione indicativa del peso rimuovendo tutta una serie di condotti, valvole, gruppi di calore e altre pesanti apparecchiature di manutenzione intensiva.

Così l'APU (unità di alimentazione ausiliaria) non dovrà più fornire dell'aria compressa quando i motori principali non sono operativi. Anche l'aerodinamica è migliorata per la mancanza dei fori di sfogo d'aria sulle ali. Da notare che per pressurizzare la cabina saranno utilizzati solo dei compressori elettrici che se ruotati alla minima velocità richiesta, fanno sì che nessuna valvola di riduzione sia necessaria perché non avviene nessuno spreco di energia.

Le macchine a ciclo d'aria ad alta temperatura e pressione (ACM) potranno essere sostituite con il pacchetto a bassa temperatura e pressione per aumentare l'efficienza. In crociera, dove i velivoli trascorrono la maggior parte del tempo di servizio e consumano la maggioranza del combustibile, l'aria esterna in genere è abbastanza fredda, il pacchetto ACM può essere interamente by-passato, realizzando un ulteriore risparmio energetico. Siccome l'aria riscaldata si limita solo al pod motore, invece di essere pompata attraverso i tubi e i gruppi di calore nell'ala e vicino alla cabina, si migliora la sicurezza del volo in quanto il rischio di una perdita o di un danneggiamento dei sistemi circostanti è eliminato. Poiché questi velivoli moderni non hanno più uno starter pneumatico e nessun requisito di aria spillata per la pressurizzazione della cabina durante il volo, non c'è alcuna necessità di disporre di un'APU a guidare un compressore per la fornitura di aria all'aeromobile in caso di perdita di un propulsore, o sul terreno all'inizio di ogni volo. Questo semplifica la progettazione degli aeromobili, elimina un altro requisito di manutenzione e salva da un peso aggiuntivo.

Un punto critico dell'introduzione innovativa risiede nella creazione di un requisito per un'altra fonte di energia per la pressurizzazione della cabina, i sistemi anti-ICE/de-ICE e altre funzioni in precedenza compiute dal sistema pneumatico. La soluzione è nell'adozione dell'energia elettrica prodotta dai grandi generatori che saranno montati sui velivoli, costituendo un requisito minimo sulla produzione di tale energia.

Pertanto, da un punto di vista globale, quest'approccio potrebbe essere meno efficiente rispetto a quello che si sarebbe potuto inizialmente pensare. Piuttosto che prelevare direttamente aria ad alta pressione dal motore per pressurizzare la cabina, l'energia pneumatica è convertita in meccanica dal propulsore stesso; questa potenza dell'albero è utilizzata per guidare un generatore elettrico che alimenta quindi un motore che a sua volta movimentata un compressore fornendo aria pneumaticamente energizzata. Da menzionare che ogni fase di conversione farebbe perdere una parte dell'energia, ma

nonostante tutte queste conversioni, un netto risparmio energetico si registra rispetto al sistema tradizionale. Essendo obbligatoria a questo punto la presenza di uno starter elettrico, si potrebbe utilizzare lo stesso generatore per guidare anche il motore del compressore per realizzare una maggiore riduzione di peso.

Mentre il 787 è considerato un aeromobile "bleedless", una minor quantità di aria deve ancora essere spillata per il de-icing del pod motore. La quantità è talmente piccola che i motori sono progettati come se fondamentalmente non ci fossero requisiti pneumatici.

Airbus non ha attualmente eventuali piani per eliminare il sistema dal suo A350, il diretto concorrente del 787, mentre Boeing sta attivamente perseguendo questa tecnologia come uno dei principali vantaggi del suo progetto.

### **3.2.3: Effetti critici**

Spillando aria dal propulsore si rischia l'introduzione in cabina di gas pericolosi prodotti dai moderni oli sintetici usati per la lubrificazione del motore o di fluidi idraulici, sotto l'effetto delle alte temperature negli stadi compressore. Alcuni effetti neurologici e respiratori possono essere attribuiti alle lunghe esposizioni a un'aria contaminata sui velivoli commerciali e militari. Ciò è noto come la sindrome aero-tossica (Aerotoxic Syndrome) dovuta potenzialmente al contaminante Tricresyl Phosphate.

L'ECS elettrico supera i rischi biologici derivanti dalla contaminazione offrendo il vantaggio di fornire un'aria più *pulita* prelevata direttamente dall'atmosfera senza il bisogno di passare attraverso il propulsore.

## **3.3: Flight control actuation technology**

Quando si parla del MEA, il sistema *Flight Control Actuation* è da considerare in due aree tecnologiche principali: il FBW (*fly-by-wire*) e il PBW (*power-by-wire*).

La tecnologia FBW comprende il progetto, lo sviluppo e l'implementazione dell'elettrotecnica dei sistemi Flight Control attraverso sia architetture centralizzate che distribuite. Queste ultime riducono il carico computazionale sui computers centralizzati e offrono una maggior flessibilità nella progettazione.

Negli ultimi anni i progressi tecnologici nel dominio del FBW sono stati focalizzati al fine di estendere questo sistema, che il giorno di oggi è quasi diventato uno standard sui velivoli commerciali e militari. Infatti, la maturità tecnologica ha raggiunto un livello dove i principi

del controllo e di sicurezza sono ben capiti e sono in fase di applicazione a quasi tutte le categorie degli aeromobili.

La tecnologia Power-by-Wire invece esplora nuovi approcci al progetto e al miglioramento degli attuatori alimentati elettricamente per l'impiego nella movimentazione delle superfici di governo. Ciò include l'adozione dei motori guidati elettricamente per assicurare specifiche prestazioni. Attualmente, il PBW non ha ancora raggiunto la maturità del FBW; lo sviluppo delle configurazioni, di motori elettrici più efficienti e delle unità elettroniche ad alta potenza deve essere ancora implementato, provato e certificato.

In questo paragrafo saranno esaminate le applicazioni correnti e future dell'attuazione elettrica, evidenziando le sfide che le possibili realizzazioni potranno affrontare prima che diventino un'alternativa realistica della tecnologia idraulica.

I potenziali benefici che l'attuazione elettrica offre possono essere riassunti come:

- Un miglioramento e una facilitazione della manutenzione
  - Pochi componenti idraulici sono richiesti
  - Velocizzazione del processo di manutenzione
  - Minor numero di pezzi di ricambio o di attrezzi necessario.
  - Diagnosi degli errori perfezionato attraverso i BITE (Built In Test Equipment).
  
- Un aumento della disponibilità e dell'affidabilità del sistema
  - La distribuzione elettrica è molto più pratica e flessibile (una capacità molto difficile da realizzare con l'idraulica),
  - MTBF (*Mean Time Between Failures*) migliorato attraverso la rimozione di tante parti idrauliche.
  
- Una riduzione del peso globale, ottenuta sostituendo interamente i sistemi idraulici (pompe, tubature, valvole ...) con quelli elettrici più leggeri.

Tutto ciò si rispecchia in una diminuzione dei costi operativi del velivolo. Comunque prima che questi benefici possano essere realizzati, progressi addizionali dovranno essere compiuti per il collaudo di queste tecnologie, prima della loro introduzione in servizio.

### **3.3.1: L'attuazione elettrica**

Alla fine degli anni ottanta sono iniziati i primi progetti di ricerca per la realizzazione dei sistemi di attuazione elettrica per il more-electric aircraft. Durante le fasi di sviluppo sono state incontrate diverse sfide tecniche e fisiche poste dai vincoli elettrici, fattori termodinamici e dall'incremento dei carichi elettrici. I problemi i più significanti sono:

- Le fonti elettriche hanno una densità di potenza specifica bassa in confronto con l'equivalente idraulica. Ciò è poco significativo per potenze minori di 2 kW a causa dell'inefficienza idraulica (perdite); ma oltre questo valore di potenza le dimensioni delle fonti di generazione elettrica sono quasi il doppio rispetto a quelle idrauliche.
- L'attuazione elettrica necessita di un ambiente termico più costrittivo a causa dell'elevata generazione di calore locale e la bassa dissipazione termica.
- Con l'incremento dei carichi elettrici diventa molto più difficile mantenere la qualità della corrente a un livello soddisfacente. In particolare, i controllori dei motori ad alta potenza producono delle distorsioni nell'alimentazione a causa della non-linearità caratteristica dei diodi rettificatori.

Incontro a queste sfide, le continue ricerche e i recenti sviluppi hanno prodotto soluzioni elettriche molto efficienti e degli schemi innovativi di nuovi attuatori. Esse soddisfano effettivamente le richieste qualitative di potenza e *sopravvivono* alle sollecitazioni termiche nei propulsori aeronautici.

Per realizzare delle soluzioni ottimizzate, i requisiti di ogni sistema devono essere considerati per ogni applicazione riguardo alla sicurezza, alle prestazioni, all'affidabilità e al costo. Al fine di assicurare l'adatta soluzione, si può fare una scelta tra diverse tipologie di tecnologie di attuazione elettrica che possono essere impiegate nelle varie applicazioni di controllo. Nella seguente sezione saranno descritti tre esempi di attuatori elettrici mostrando le relative specifiche operative associate.

### **3.3.1.1: EMA (Electromechanical Actuation)**

Un attuatore elettromeccanico impiega un dispositivo di trasmissione meccanico per accoppiare il motore elettrico alla superficie alare. Questo è compiuto attraverso un sistema d'ingranaggi rotanti che in base al metodo di attuazione richiesto, potrebbe anche includere delle conversioni da rotatorie a lineari. I motori elettrici DC sono tipicamente utilizzati, in aggiunta a un circuito di rettificazione a diodi che permette di trasformare un ingresso AC nell'alimentazione continua necessaria. La velocità di rotazione del motore, la direzione e la coppia determinano direttamente il carico nell'attuatore.

Nella forma rudimentale, l'EMA è suscettibile a certi fallimenti di *punto-singolo* che potrebbero dare origine a dei blocchi meccanici e di conseguenza presentano delle complicazioni per le certificazioni su certe superfici di comando. Dispositivi aggiuntivi possono essere utilizzati per la risoluzione di questo problema ma essi comporterebbero un incremento di complessità, peso e costo. Per queste ragioni un'electromechanical actuator basico non è adatto per i comandi di volo primari; esso trova comodamente impiego nei sistemi secondari di attuazione come negli spoilers.

La figura sottostante mostra un EMA per applicazioni di controllo ad alta potenza.

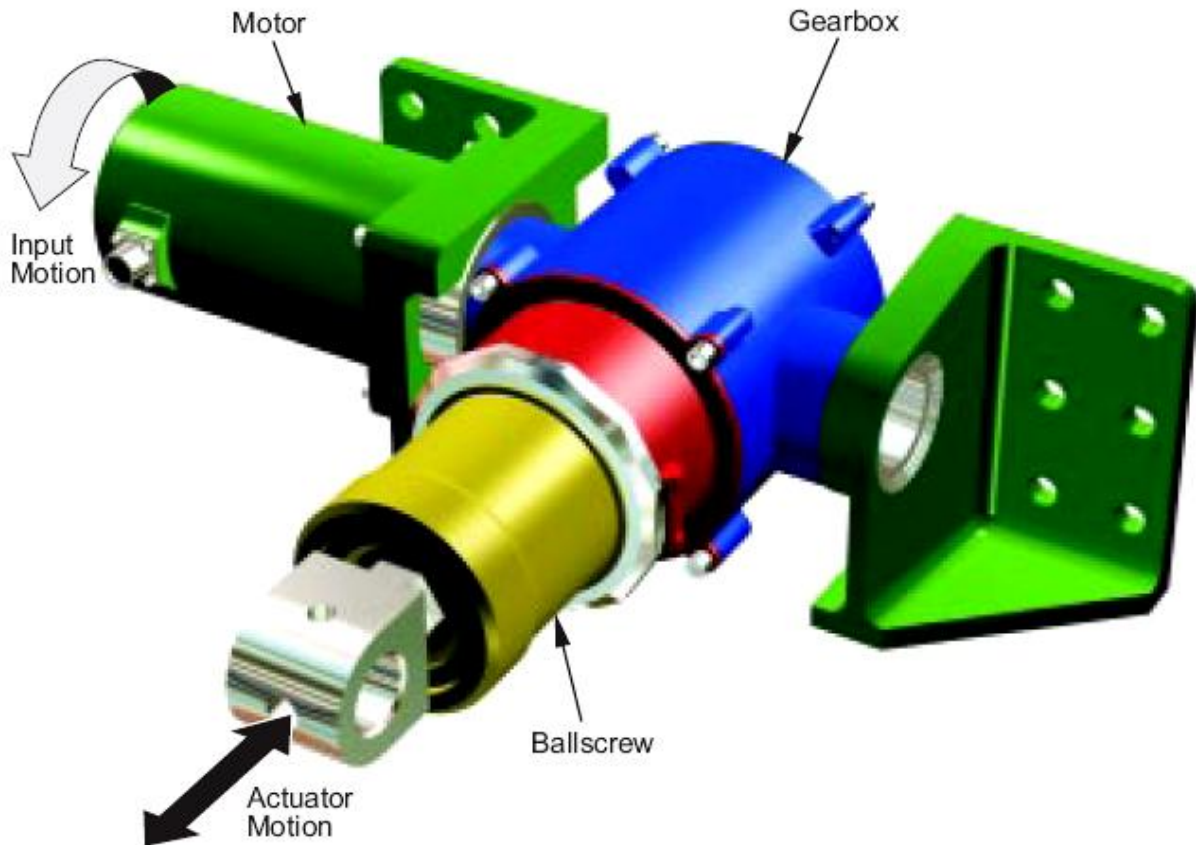


Figura 34: EMA per controlli ad alta Potenza (Technology review journal).

### **3.3.1.2: EHA (Electrohydrostatic Actuation)**

Al contrario dell'EMA, un'electrohydrostatic actuator ricorre a una trasmissione fluidica tra il motore elettrico e la superficie attuatrice. I fluidi idraulici rappresentano il mezzo intermedio di trasmissione. In questo caso, un motore tipicamente DC a velocità variabile è usato per comandare una pompa idraulica a portata fissa che a sua volta alimenta un martinetto a pistone tradizionale. Il cambio di direzione è assicurato dalla bi-direzionalità del motore elettrico.



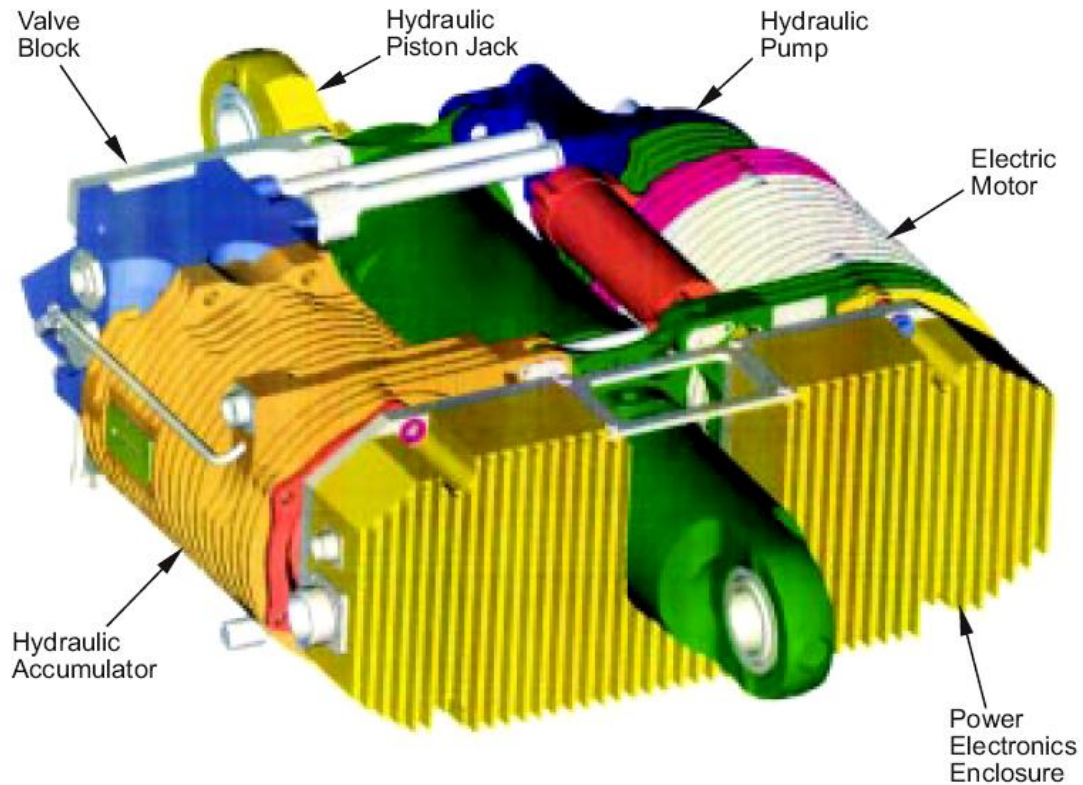


Figura 35: EHA per controlli ad alta Potenza (Technology review journal).

Un vantaggio principale di quest'approccio è che l'operatività dell'EHA può essere trattata come quella di un attuttore idraulico convenzionale. Ciò è ottenuto tramite una valvola idraulica standard di by-pass per il ricollegamento alle ridondanze idrauliche in caso di necessità; le tradizionali configurazioni active-standby o active-active possono essere facilmente e prontamente adottate. Questa capacità fa sì che l'EHA sia molto più adatto alle applicazioni primarie di attuazione rispetto alla tecnologia dell'attuazione elettromeccanica.

La tecnologia degli attuatori elettro-idrostatici reintroduce l'idraulica ma in un assemblaggio autonomo, auto-contenuto e indipendente. In confronto con i sistemi tradizionali di attuazione idraulica, gli inconvenienti delle disconnessioni idrauliche di alimentazione dal velivolo e le complicazioni di drenaggio del sistema durante le reinstallazioni, non sono incontrate negli interventi di manutenzione.

I benefici addizionali offerti sia dall'EMA sia dall'EHA sono:

- ❖ Basso consumo energetico durante il modo standby
- ❖ Risposte molto rapide
- ❖ Facilmente adattabili alle alimentazioni AC o DC
- ❖ Insensibilità alle variazioni della frequenza della corrente alternata.

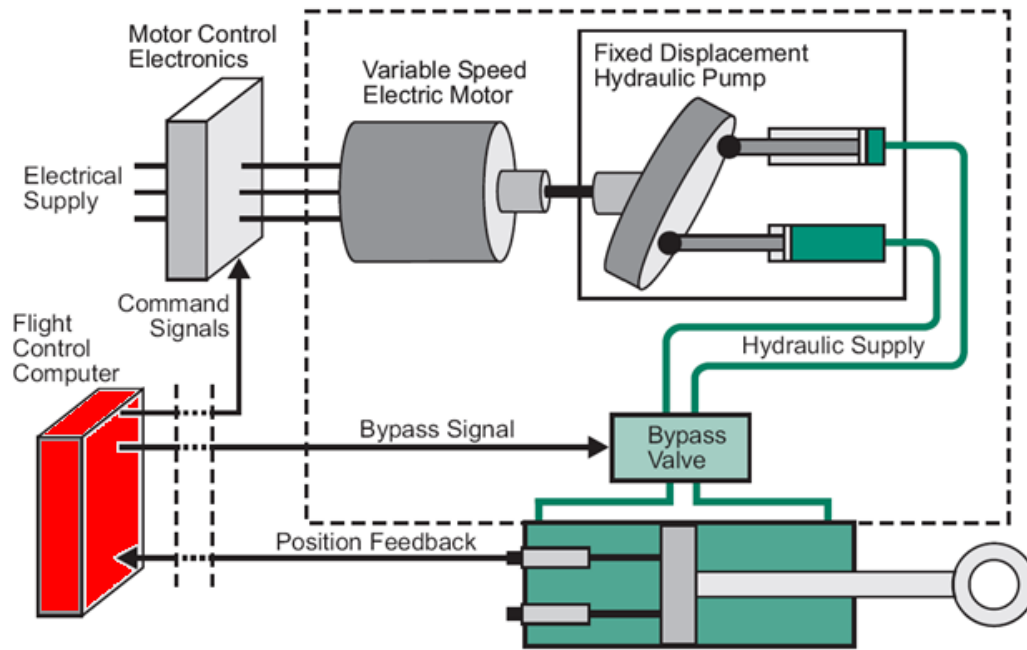


Figura 36: Schema riassuntivo del controllo in un EHA.

### **3.3.1.3: IAP (Integrated Actuator Package)**

Lo IAP rappresenta una realizzazione alternativa del principio di attuazione EHA. Gli elementi costitutivi principali sono simili a quelli degli esempi esposti in precedenza. Esso differisce nel tipo di pompa e motore elettrico applicati. Quest'ultimo è usualmente un AC unidirezionale a velocità costante che comanda una pompa a portata variabile che a sua volta controlla il flusso del fluido idraulico verso l'attuatore.

Con una pompa rotante a una velocità costante, un meccanismo di controllo separato cambia l'inclinazione del piatto variando continuamente il flusso di fluido idraulico all'attuatore. Quando il piatto oscillante s'inclina, il flusso s'inverte cambiando la direzione di movimento dell'attuatore.

Questo tipo di attuazione gode inoltre delle seguenti caratteristiche:

- Minor sensibilità termica ai carichi e alle alte frequenze;
- Se necessario, un raffreddamento continuo e forzato può essere facilmente introdotto perché il motore funziona continuamente;
- Non richiede dispositivi elettronici ad alta potenza.

Gli attuatori IAP non necessitano di controllori elettronici ad alta potenza per il motore. I motori a induzione AC sono collegati direttamente all'alimentazione in corrente alternata del velivolo e sono sincronizzati con la sua frequenza.

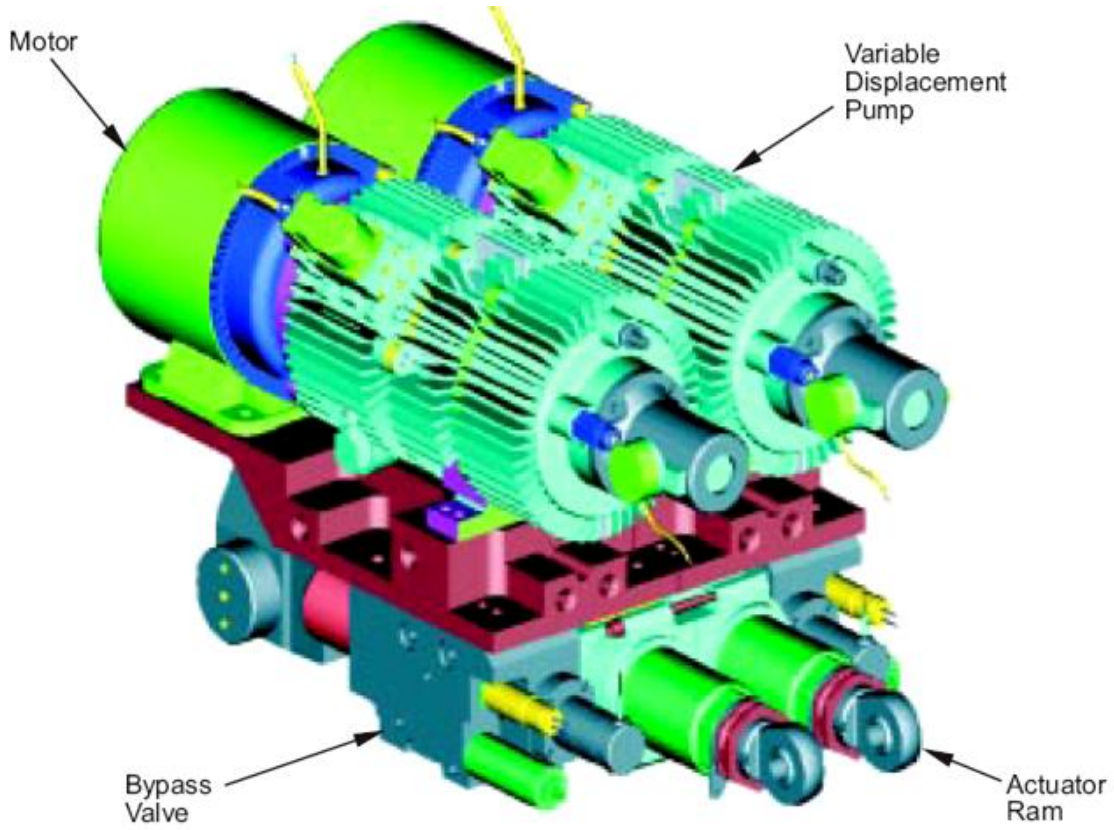


Figura 37: IAP avanzato a doppio canale (Technology review journal).

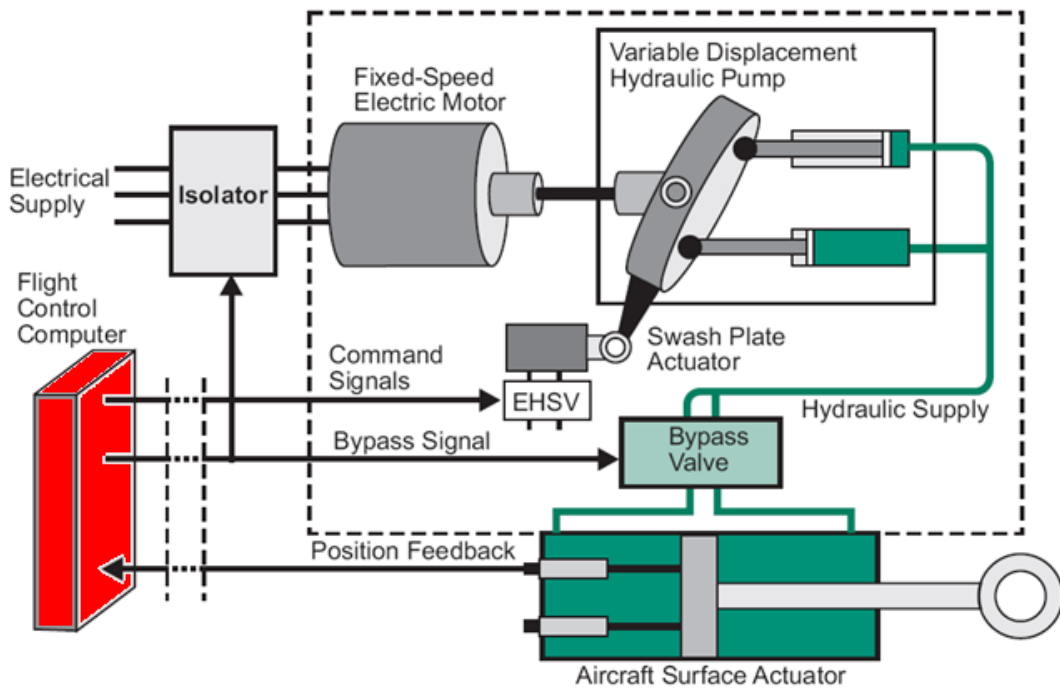


Figura 38: Schema riassuntivo del controllo in un IAP.

### **3.3.2: Problematiche riguardanti l'attuazione elettrica**

Dal punto di vista del controllo, l'interfaccia di un attuatore idraulico può essere progettata per riflettere le configurazioni tradizionali dell'attuazione Fly-By-Wire. Il controllo della posizione in anello chiuso dell'attuatore è compiuto tramite il *Flight Control Computer* FCC (evidenziati in rosso nelle figure 36 e 38) usando il segnale analogico di comando e quello di feedback di misura. L'introduzione dell'elettronica digitale di controllo degli attuatori nell'interfaccia degli aeromobili permette una maggior trasparenza operativa.

L'ambiente termico rappresenta anch'esso un fattore importante. Il calore generato in un attuatore idraulico tradizionale è dissipato nella fusoliera o attraverso il fluido idraulico. Malgrado questa generazione, la temperatura del sistema rimane a livelli accettabili. Pertanto, le considerazioni termiche non possono essere da sole uno stimolo di progettazione per i convenzionali attuatori idraulici. Le configurazioni all-electric generano considerevolmente più calore locale rispetto agli equivalenti idraulici, particolarmente quando il carico statico è mantenuto sulla superficie di attuazione.

I progettisti della struttura del velivolo sono naturalmente riluttanti a permettere la dissipazione di calore attraverso la struttura del velivolo, specialmente alla luce della nuova tendenza verso le strutture composite. Fornire aria di spurgo (raffreddamento forzato) non è anch'essa una soluzione desiderata perché associata a una penalità aerodinamica e propulsiva in aggiunta alla complessità d'installazione. Di conseguenza, gli attuatori elettrici devono per forza affidarsi alla convezione naturale nell'ambiente locale per il raffreddamento. A quote elevate la temperatura esterna è più bassa; la ridotta densità dell'aria con la conseguente bassa capacità di assorbire calore aumenta la difficoltà del problema della dissipazione.

Sotto questi vincoli, le alte temperature possono subito formarsi, particolarmente dove s'impiegano motori ad alta potenza. Certi esperimenti eseguiti mostrano che esse possono facilmente raggiungere i 120°C. Il comportamento termico di un attuatore elettrico è quindi una specifica severa e importante nelle considerazioni di un progetto che deve essere attentamente valutata già dalle fasi iniziali dello sviluppo.

#### **3.3.2.1: Motori elettrici e controllori elettronici associati**

Essi sono i due componenti fondamentali della tecnologia dell'attuazione elettrica. Diversi tipi di motori possono essere impiegati e specialmente i *Brushless DC* (BLDC) e quelli a *riluttanza commutabile* (SR), per la loro alta affidabilità. I motori a induzione AC si possono usare insieme a un complesso circuito elettronico di controllo direzionale e della velocità o anche senza controllo per applicazioni discrete on/off come la movimentazione degli slats.

Per applicazioni negli attuatori elettro-meccanici o elettro-idrostatici, i motori devono essere accoppiati a un controllo elettronico. Gli avvolgimenti sono commutati elettricamente da dispositivi elettronici in una rete del ponticello di alimentazione, che in certe situazioni operative di alta potenza è sottoposta a uno stress termico ed elettrico molto severo dove la corrente di circa 400 A a una frequenza vicina ai 20 kHz dà origine a una generazione di calore e a delle radiazioni elettromagnetiche.

Nelle seguenti sezioni, consideriamo questi e altri effetti che sono applicabili all'attuazione elettrica.

### **3.3.2.2: Generazione di calore e compatibilità elettromagnetica (EMC)**

Tutti i dispositivi a semiconduttore generano del calore quando sono sotto carico e commutano la corrente. A causa del flusso di corrente e le alte frequenze nel ponticello di alimentazione, la temperatura nelle giunzioni può raggiungere facilmente i 125°C e danneggiare permanentemente i dispositivi di alimentazione. Ciò inabiliterebbe il motore e farebbe perdere l'azione del controllo. Di conseguenza, in un caso simile a quello del motore in sé, il comportamento termico del controllore elettronico deve essere trattato usando dei metodi di raffreddamento efficaci. Tuttavia, l'uso dei dissipatori passivi di calore ha l'effetto negativo dell'aggiunta di un peso considerevole; quindi, è importante determinare esattamente il requisito termico del ciclo di lavoro dell'azionatore.

Le prestazioni a bassa temperatura sono inoltre un'altra problematica da considerare, specialmente per una configurazione active/standby dove gli azionatori diventano periodicamente attivi sotto richiesta. Quando disattivati, sono sottoposti a temperature molto basse rispetto al regime normale di funzionamento. Una volta attivati, il carico richiesto alla superficie e il successivo flusso di corrente produrranno veloci aumenti di temperatura nei dispositivi di alimentazione a semiconduttore.

Questi dispositivi sono vulnerabili allo sforzo meccanico derivante dalla veloce espansione termica che interessa seriamente l'affidabilità di lunga durata. Questo problema è meno indicativo per i casi occasionali, ma l'affaticamento associato al ripetuto shock termico ridurrà la vita operativa attesa dell'unità elettronica di controllo. Per proteggersi contro queste circostanze, i regolatori possono essere progettati con delle strategie di controllo dell'ambiente termico circondante il ponticello di alimentazione. Per esempio, i metodi di commutazione possono essere usati per scaldare i dispositivi fino ai livelli operativi standard durante l'esposizione a bassa temperatura, oppure quando l'azionatore è in configurazione standby.

Riguardo agli effetti elettromagnetici (EMC), essi devono essere mantenuti rigorosamente entro i limiti controllati e imposti dai requisiti di certificazione. Ciò è particolarmente difficile

per gli azionamenti ad alta potenza, dove la velocità di commutazione delle grandi correnti in circolazione produce dei livelli elevati d'interferenza elettromagnetica (EMI).

Gli azionamenti del motore richiedono inoltre un dispositivo di misura del livello di emissione, che una volta localizzato dentro un ambiente "sporco" elettromagneticamente, richiede un accurato bilanciamento per accertare che il funzionamento e le prestazioni dell'attuatore non siano compromessi. In questo caso, è particolarmente importante la buona progettazione per assicurare un'adeguata separazione tra gli elementi, un filtraggio del segnale dell'ingresso/uscita e una schermatura elettromagnetica dei cavi, per impedire che le EMI provochino dei fenomeni incontrollabili.

### **3.3.2.3: Fattore e qualità di alimentazione**

A parte i recenti caccia militari, sulla maggior parte dei velivoli civili e militari la corrente elettrica è fornita da un sistema primario di distribuzione AC. In genere a tre fasi, 115 V e a 400 Hz. Un effetto che influenza tali sistemi, è il *fattore di alimentazione*, mentre la *qualità di alimentazione* interessa sia i sistemi di distribuzione di AC che di DC.

- ❖ **Fattore di alimentazione:** È il rapporto fra la "potenza apparente" (VA) prodotta dal sistema di generazione e la "potenza vera" (W) fornita al carico. Ciò deriva dalle caratteristiche elettriche dei carichi induttivi (per esempio, motori asincroni) e dei carichi capacitivi (distribuzione cavi) che generano una "potenza reattiva" (VAr) nei sistemi a corrente alternata. La trasmissione di questa potenza provoca una perdita di alimentazione nel sistema di distribuzione e induce una variazione delle grandezze di tensione dai valori nominali. Per compensare questa perdita, un sistema di generazione di corrente elettrica dovrà fornire molta più potenza apparente di quella necessaria per produrre quella vera richiesta dai carichi. L'aumento della capacità del generatore aggiunge un peso, ma così facendo si controlla il fattore di alimentazione per un'efficienza migliore.

I metodi di controllo del fattore di alimentazione stanno diventando un aspetto molto importante dell'attuazione elettrica giacché l'integrazione degli attuatori multipli per formare un sistema di controllo del volo completo è a un passo dalla realtà. I sistemi di attuazione implementati con la tecnologia IAP presentano un grande interesse a tale riguardo.

- ❖ **Qualità del gruppo di alimentazione:** I regolatori dei motori sovrappongono degli effetti secondari distorcanti sul gruppo di alimentazione del velivolo, dovuti alla rettifica dei diodi sull'input. Nei sistemi AC, le distorsioni compaiono come derivate della frequenza fondamentale di alimentazione, conosciute come le armoniche.

La distorsione armonica conduce a una perdita di alimentazione nel sistema di distribuzione e sui carichi, ma più significativamente, le distorsioni di tensione diventano più evidenti sul bus del gruppo di alimentazione, che interessa altri carichi che usano lo stesso bus. Mentre questo non influisce sulle prestazioni degli azionatori vicini, può interessare seriamente le unità elettroniche a basso segnale collegate allo stesso bus. L'interdipendenza fra i carichi fa sì che le specifiche degli attuatori e i sistemi siano molto più critiche, particolarmente dove l'apparecchiatura convenzionale è utilizzata.

Specifiche aerospaziali quali il MIL STD 704E e l'ISO1540 (di recente emissione), fissano degli obblighi specifici sulle caratteristiche del gruppo di alimentazione. L'ISO1540 regola specialmente i limiti della distorsione armonica a 8% della tensione fondamentale (a carico massimo), attraverso una gamma di frequenze comprese tra 395 Hz e 25 kHz. Le applicazioni ad alta potenza sui grandi velivoli potrebbero facilmente eccedere questi limiti ed effettivamente l'ISO1540 riconosce che altri meccanismi compensativi possono essere richiesti per attenuare questi effetti.

#### **3.3.2.4: Affidabilità e sicurezza**

Per realizzare l'affidabilità richiesta per la certificazione di volo, la natura complessa dell'azionamento e del controllo del motore elettrico deve essere presa in considerazione. I motori elettrici e gli azionamenti associati possono essere progettati con le caratteristiche ridondanti. Sia i motori brushless DC che quelli switched reluctance possono essere configurati per funzionare con delle bobine supplementari.

Tuttavia, le fasi del motore brushless DC sono collegate tipicamente insieme in una configurazione a stella; conseguentemente, il guasto di una bobina monofase interesserà le fasi adiacenti, degradando seriamente la prestazione del motore. I motori SR invece impiegano delle bobine a fasi-isolate che sono controllate indipendentemente, in modo che un singolo guasto di bobina abbia un effetto più limitato sulle prestazioni del motore. L'introduzione delle bobine ridondanti aumenta ovviamente il peso e il costo del motore, ma l'effetto principale è apprezzabile all'interno dell'unità di azionamento.

L'affidabilità del dispositivo di alimentazione è influenzata in modo negativo dalle sollecitazioni termiche ripetute come descritto in precedenza. La commutazione ridondante (collegando i dispositivi parallelamente) può fornire una protezione da un guasto a un dispositivo. Tuttavia, questo introduce il potenziale modo di guasto dormiente che deve essere controllato periodicamente. La complessità del controllo supplementare

richiesto per questo scopo può ulteriormente ridurre la disponibilità dell'unità di azionamento.

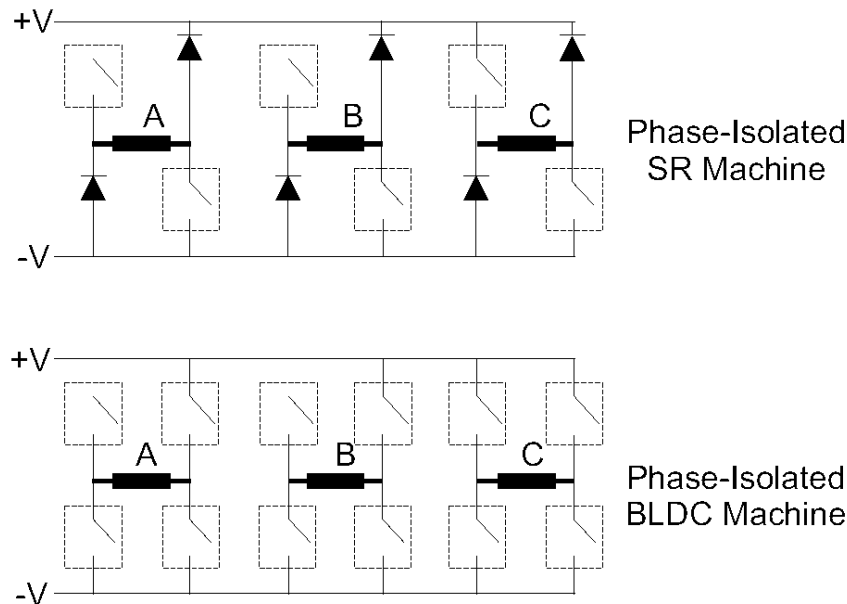


Figura 39: Configurazioni a Fase-Isolate dell'azionamento.

Da un punto di vista globale a livello sistema, l'uso del controllo elettronico fornisce inoltre l'occasione per includere delle funzioni diagnostiche e prognostiche supplementari per la sorveglianza dello stato di funzionamento. Le funzioni BITE sono già esistenti nei regolatori elettronici usati per le applicazioni aerospaziali. Perciò l'estensione delle funzionalità per identificare le degradazioni graduali delle prestazioni può fornire delle informazioni preziose per la manutenzione e permette un'applicazione più efficiente delle parti di ricambio, delle riparazioni e una notevole riduzione del "tempo morto" e dei costi della gestione del velivolo.

Un'altro beneficio ottenibile da una fonte di corrente elettrica in caso di un guasto a un singolo generatore è il potenziale per la riconfigurazione della distribuzione. Convenzionalmente, con la perdita di una singola alimentazione idraulica, tutta l'apparecchiatura che funziona su quest'alimentazione è persa. Se una singola alimentazione elettrica viene a mancare invece, la riconfigurazione delle alimentazioni restanti permette che l'apparecchiatura continui ancora a funzionare. Ciò è soggetto alla capacità di carico massimo degli alimentatori restanti, ma fornisce i mezzi di controllo della disponibilità residua. Aumentare la disponibilità degli attuatori fornisce un miglioramento nei margini di sicurezza non ottenibile con i tradizionali sistemi idraulici.



### **3.3.3: Distribuzione elettrica ad alta potenza**

Quando si esamina un singolo EHA o EMA, il progetto presenta particolari sfide; ma quando si considera l'integrazione di più attuatori come in un sistema completo di comandi di volo, le problematiche si complicano. Per i sistemi che usano la tecnologia IAP, durante lo start-up dei motori asincroni AC multipli, la richiesta di corrente può essere molto esigente e impegnativa per il sistema di generazione a meno che non venga controllata o ordinata correttamente. Inoltre, l'abilità del gruppo principale di alimentazione di fornire una corrente sufficiente durante il picco di richiesta unita al carico richiesto dagli attuatori all-electric è un'aspetto critico da non sottovalutare. Di conseguenza, il ciclo di lavoro del controllo e le considerazioni di start-up sono degli elementi chiave nel fornire un'esatta specifica per il requisito dell'alimentazione.

La capacità delle reti elettriche di distribuzione di trasportare efficientemente l'alimentazione dai generatori agli azionatori diventa inoltre molto importante; in particolare se si considerano le centinaia di ampère che attraversano i cavi e le sbarre di distribuzione; le perdite di distribuzione possono interferire con le prestazioni dell'azionatore, poiché la tensione efficace è ridotta fra il generatore e gli azionatori elettrici ad alta potenza.

Uno degli obiettivi principali della distribuzione elettrica è la riduzione della perdita di alimentazione inutile. Oggi, i gruppi di alimentazione del velivolo sviluppano tipicamente 28-V DC, 270-V DC o 115-V AC. Per gli standard di oggi sulle richieste elettriche, sarà necessario un flusso significativo di corrente anche a 270-V DC. Ciò può produrre una perdita significativa di alimentazione dovuta alla resistenza nelle trasmissioni, essendo proporzionale al quadrato del flusso di corrente.

L'aumento della tensione generata e la distribuzione a questa tensione ridurrebbero la corrente, quindi le potenze resistive, per una specifica richiesta di alimentazione. Aumentando la tensione a 540-V DC o 230-V AC si ridurrebbe la perdita nella rete di distribuzione fino al 75%. Le tensioni aumentate richiederebbero l'uso di materiali di isolamento per i cavi in grado di sostenere le più alte tensioni senza introdurre nessun aggravio inutile di peso.

Tecnicamente, queste considerazioni non sono nuove e sono già state sperimentate e superate nelle industrie di produzione dell'energia elettrica, fornendo così una buona fonte di riferimento per l'industria aeronautica.

La figura sottostante mostra una possibile distribuzione di attuatori elettrici per i comandi primari di volo.

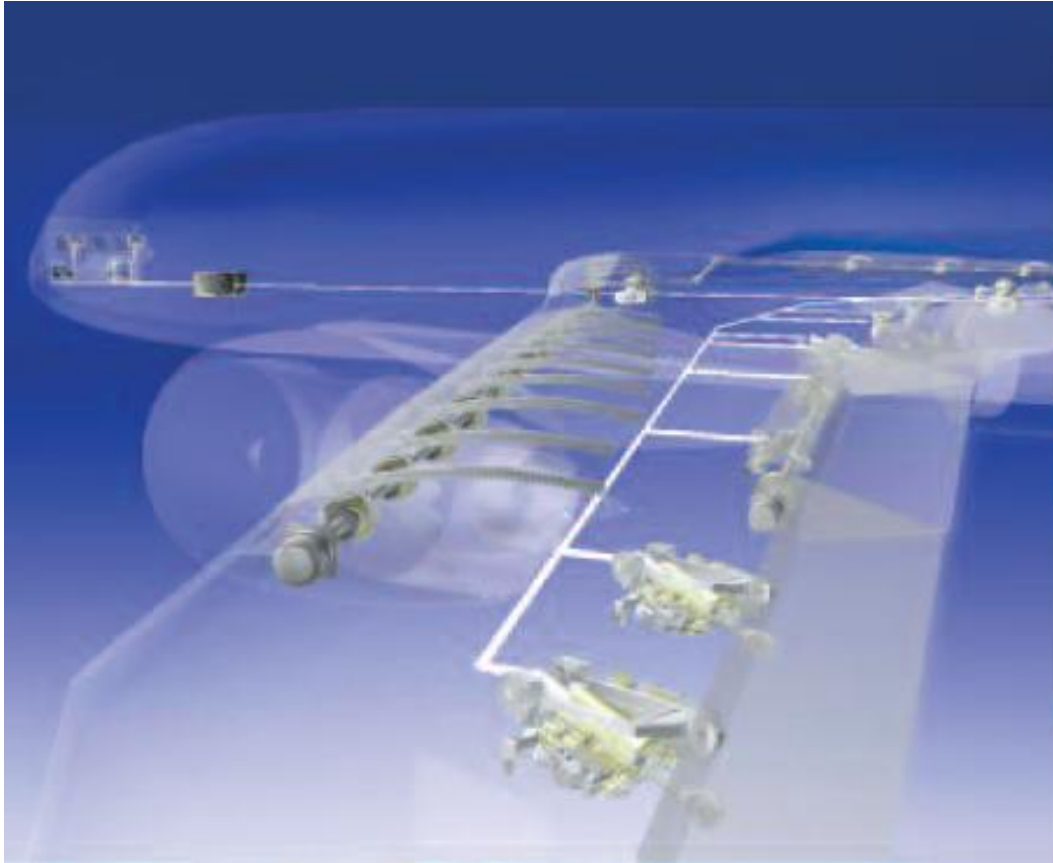


Figura 40: Possibile collocazione degli attuatori EHA sulle superfici di comando (moog.com).

### **3.3.4: Architettura elettrica dei sistemi di attuazione**

Attualmente, i sistemi Fly-By-Wire sono impiegati sui velivoli dove l'idraulica, la generazione e la distribuzione dell'energia elettrica sono state destinate per soddisfare specifici requisiti di sicurezza del velivolo. I gruppi di alimentazione ridondanti sono usati per rispondere alle esigenze di sicurezza e di affidabilità sugli aeromobili. L'architettura del controllo è conseguentemente influenzata dalla sovrabbondanza per accertarsi che la sicurezza non sia compromessa.

Le architetture del sistema dei comandi di volo saranno influenzate da tutti i cambiamenti circondanti la distribuzione e la generazione di corrente elettrica specificamente progettate per il more-electric aircraft. Le configurazioni correnti dei velivoli civili coinvolgono tipicamente tre rifornimenti idraulici, un sistema elettrico che contiene due generatori motorizzati sostenuti dall'unità di potenza ausiliaria (APU) e dai generatori guidati della turbina di aria dinamica (RAT), secondo i bisogni.

Per mantenere una certa disponibilità/affidabilità del sistema mentre si abbraccia la nuova tecnologia elettrica degli attuatori, lo stato attuale delle conoscenze gira intorno all'espansione verso lo scambio del singolo circuito idraulico col singolo sistema elettrico, producendo una configurazione di sistema due - idraulica o tre - elettrica (essendo tre i rifornimenti idraulici).

Il controllo dei comandi primari di volo richiede una configurazione di attuazione doppia o tripla. Tuttavia diverse configurazioni possono essere usate per riflettere la diversità delle fonti di alimentazione; congiuntamente ai martinetti idraulici, l'azionatore elettrico può essere utilizzato come parte di un sistema idraulico/elettrico attivo-attivo che ripartisce i carichi fra i sistemi idraulici ed elettrici.

Inoltre, una configurazione idraulica-attiva e standby-elettrica potrà essere usata evitando le complicazioni di forza attiva-attiva mentre ancora forniscono un'attuazione dissimile. Tali architetture possono essere sviluppate per fare fronte rispettivamente ai requisiti di sicurezza e ai vincoli pratici della distribuzione elettrica ad alta potenza.

Una volta che i sistemi tri-elettrici si materializzano, le architetture alternative di distribuzione possono essere usate per attenuare contro i guasti del sistema o dell'azionamento.

Infatti, la riconfigurazione e lo spostamento della trasmissione dell'alimentazione elettrica sono molto più pratici rispetto all'equivalente idraulico. L'utilizzo delle reti di commutazione fornisce un percorso alternativo per la distribuzione dell'energia e permette l'individuazione e l'isolamento dei difetti su una linea specifica a unità sostituibili (LRU). Inoltre, l'impiego dei regolatori intelligenti permette che i carichi siano staccati e ricollegati automaticamente, riducendo così l'effetto dei transitori intermittenti o dei sovraccarichi di breve durata che altrimenti provocherebbero l'arresto globale del sistema, migliorando così la disponibilità di qualsiasi singolo rifornimento elettrico.

## **3.4: Freni elettrici**

### **3.4.1: Generalità**

Il principio del freno è nato molto tempo prima delle macchine a motore volanti o terrestri. Le diligenze e altre vetture a cavalli erano frenate con dei meccanismi rudimentali ai quali sono stati aggiunti all'inizio del XX secolo i freni a comando idraulico e pneumatico. Essi hanno acquisito un'elevata affidabilità nel corso degli anni; tuttavia sono ancora costituiti

da molti elementi: tubi, pompe, attuatori, dispositivi di assistenza, eccetera. In sintesi, il sistema è complesso e di conseguenza relativamente costoso e pesante.

Grazie a una recente invenzione, ideata per il campo aeronautico, questo concetto sta radicalmente cambiando e l'impianto frenante sta diventando un sistema assai semplice, leggero e molto affidabile. Si sta parlando appunto della nuova tecnologia dei freni elettrici.

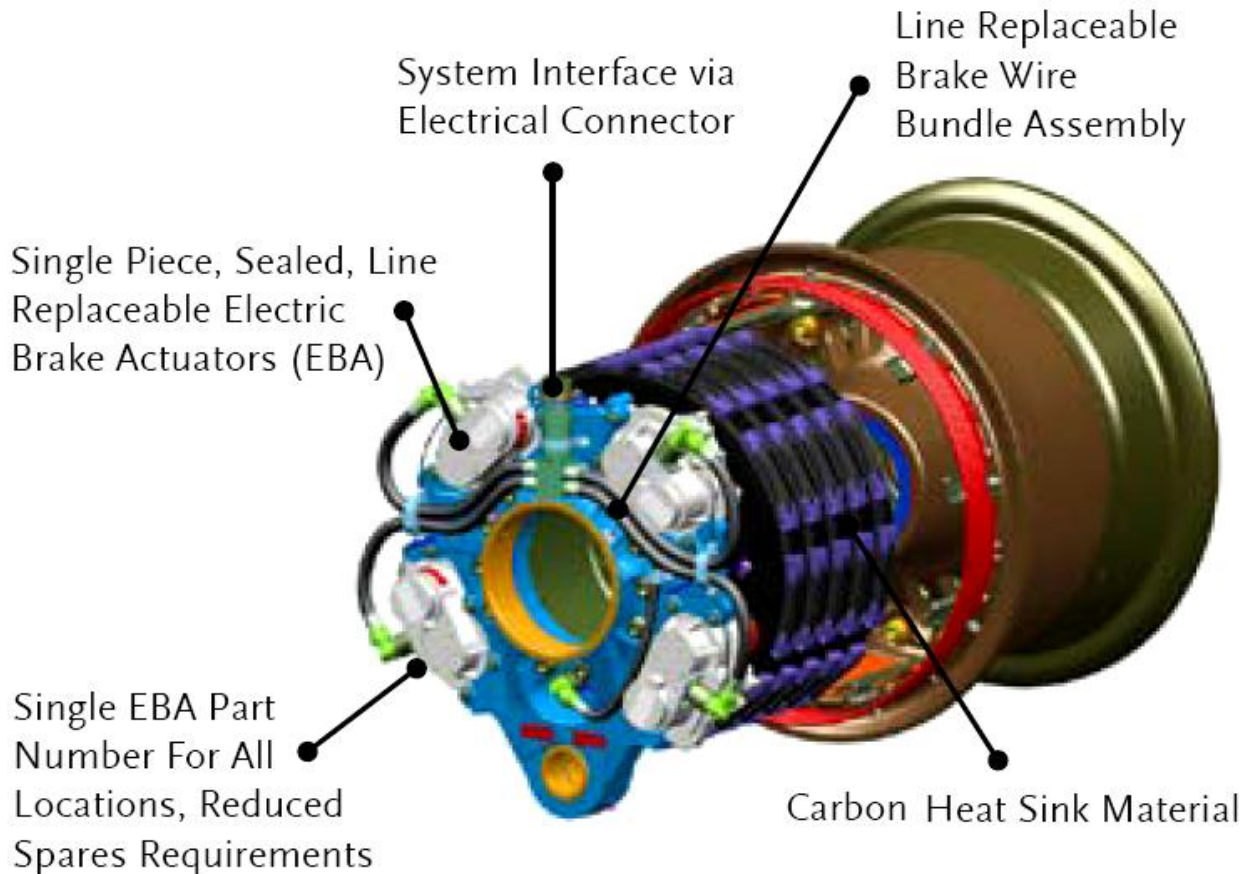


Figura 41: Architettura di un freno elettrico a 5 statori (Goodrich.com).

Infatti, la necessità di avere un velivolo meno costoso e più efficiente ha spinto progressivamente verso l'eliminazione di ogni forma di energia diversa da quella elettrica, a bordo degli aeromobili (ad eccezione dei motori, naturalmente).

Questa importante innovazione tecnologica rappresenta un ulteriore segnale della rivoluzione in atto nel settore dell'aeronautico, dove si è già dato per scontato che l'aeroplano del futuro sarà "completamente elettrico".

### 3.4.2: Funzionamento

In un sistema di freni elettrici, i cavi sostituiscono le linee idrauliche, gli attuatori elettromeccanici rimpiazzano i pistoni idraulici e l'unità di controllo elettronico prende il posto delle valvole e dei diversi equipaggiamenti di controllo. Le figure riportate di seguito evidenziano a livello di architettura del sistema, la differenza tra la configurazione tradizionale e quella elettrica.

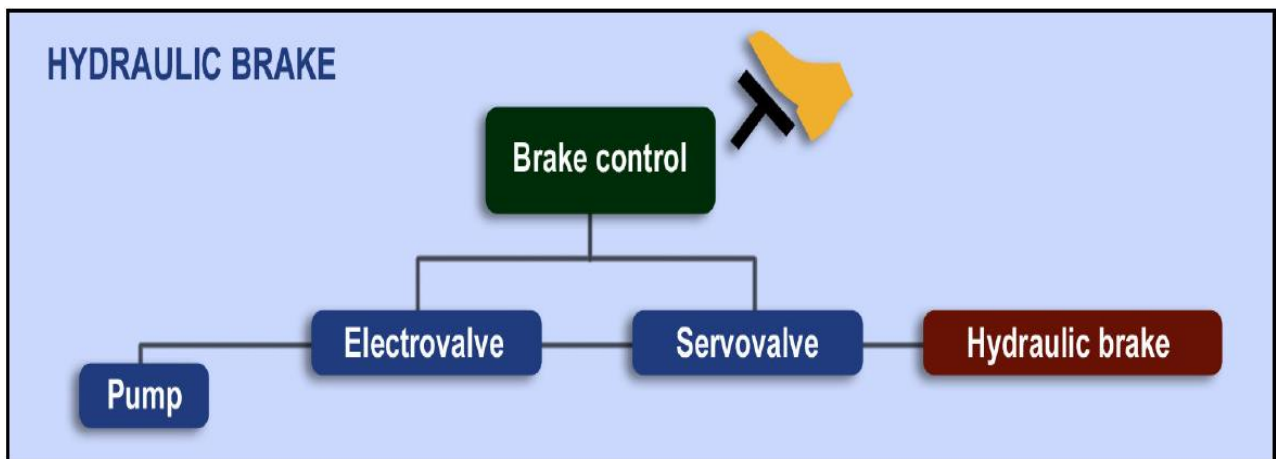


Figura 42: Configurazione convenzionale di un impianto frenante.

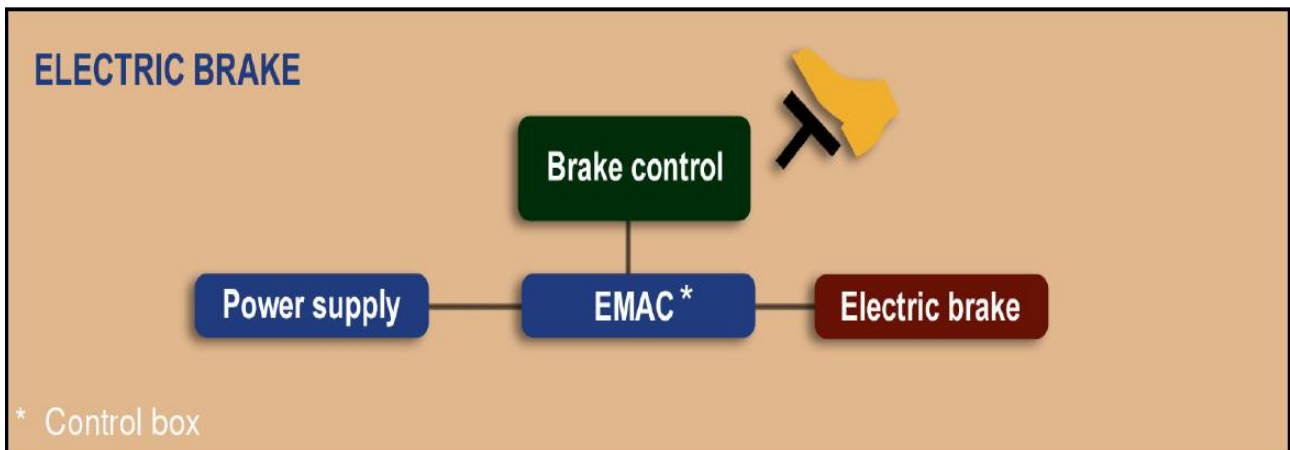
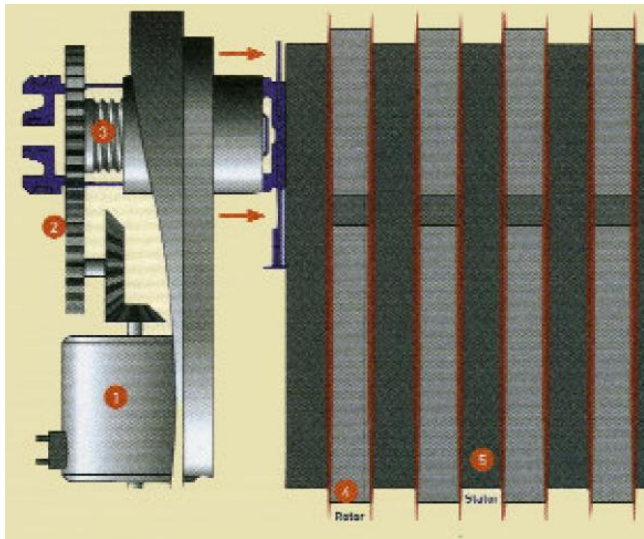


Figura 43: Impianto frenante elettrico.

Come si nota, esso si avvale dello stesso metodo di frenata tradizionale, ma impiegando un numero molto ridotto di componenti e facendo grande affidamento sui motori elettrici che come si è visto in precedenza possono costituire l'unica fonte di azionamento del sistema senza dover più incorrere nelle complessità e nelle ridondanze idrauliche.



### *ELECTRIC BRAKE PRINCIPLE*

- 1: Electric motor*
- 2: Reduction gear*
- 3: Ball screw and nut*
- 4: Rotor carbon disc*
- 5: Stator carbon disc*

Figura 44: Componenti di un impianto frenante elettrico.

Nel dettaglio, si può osservare come il motore elettrico (tipicamente alimentato a 28 V) attraverso una serie d'ingranaggi di trasmissione della coppia motore, aziona una ball screw che trasforma l'energia fornita dal motore in una coppia frenante, serrando il pacco dei rotori e degli statori di carbonio l'uno contro l'altro.

Lo sviluppo di questo sistema è stato possibile per due motivi:

- Le migliorie raggiunte nel dominio dell'attuazione elettrica hanno permesso di ottenere motori molto prestanti capaci di generare un'elevata potenza motrice con un ingombro relativamente piccolo per le utenze che si desidera azionare.
- L'introduzione dei controlli elettronici computerizzati, ha consentito rispetto ai tradizionali cicli di feedback meccanici o elettromeccanici un maggior controllo e una più ampia integrazione con i diversi sistemi di stabilizzazione e di aumento dell'efficacia della frenata (es: Anti-lock system).

L'incremento degli interventi del computer nel funzionamento globale, combinato con il notevole miglioramento dei motori elettrici, evidenzia i vantaggi di muoversi in questa direzione. In poche parole, un impianto frenante elettrico costituisce una soluzione semplice, leggera, affidabile e di pronta risposta.

### **3.4.3: Vantaggi**

Fino ad oggi, sono stati realizzati freni per gli aeromobili di linea, azionati per mezzo di un sistema idraulico. Un sistema di frenata controllato elettricamente offre molti vantaggi in

confronto e una serie di effetti positivi di conseguenza: orari di consegna più brevi, risparmio di peso, riduzione del consumo di carburante e dei costi di manutenzione e una migliore disponibilità delle macchine.

L'azionamento elettrico semplifica le operazioni di assemblaggio sulla linea di produzione dei costruttori dei velivoli, offrendo così risparmi di tempo del processo produttivo e di conseguenza, orari di consegna più abbreviati. Inoltre, i freni elettrici su un aeromobile "All-Electric" contribuiscono con un alleggerimento del peso globale dell'aeromobile, che a sua volta pone una riduzione significativa al consumo del combustibile.

Un'altro punto positivo per gli operatori di aeromobili è che un malfunzionamento elettrico non può comportare l'immobilizzazione dell'aeromobile, come farebbe una failure del sistema idraulico. Con i freni elettrici, un meccanismo di compensazione collega gli attuatori a un sistema di autodiagnostica capace di identificare e isolare eventuali errori e fornire una notifica sia al pilota sia al manutentore. I componenti possono operare in modo indipendente e modulare, con il sistema di controllo mantenendo l'efficienza del sistema e garantendo un adeguato livello di prestazioni anche nel caso di un'avaria del componente. In questo modo il tasso di disponibilità degli aerei è significativamente aumentato.

Per quanto riguarda i costi di manutenzione, anch'essi possono essere ridotti, poiché le operazioni di primo livello sono facilitate (nessun sistema idraulico deve essere spurgato). La fine del sistema idraulico significherà anche la fine delle conseguenze derivanti da perdite idrauliche; un elemento di rischio d'incendio sarà quindi limitato alla storia.

Infine, grazie ai dispositivi di monitoraggio, il pilota è in grado di controllare direttamente l'usura dei freni. Ancora una volta, le compagnie aeree possono essere solo vincitrici in termini di efficienza operativa.

### **3.4.4: Qualificazione**

L'applicazione dei freni elettrici è molto imminente nel campo dell'aviazione civile; la Messier-Bugatti (gruppo SAFRAN) sta completando il banco di test dei suoi freni elettrici. Sono già state eseguite più di mille prove di frenate su diversi velivoli (in particolare A340-600 dell'Airbus) e per diverse condizioni di frenata onde certificare la bontà e l'efficienza di tali dispositivi. Questi freni hanno dimostrato ottime prestazioni in tutti gli ambienti operativi e per le differenti condizioni di carico imposte a essi (atterraggi con frenate automatiche, decolli abortiti, ...) nel totale rispetto delle normative aeronautiche.

In termini pratici, l'importanza dell'invenzione può essere facilmente notata dal fatto, che è stata subito apprezzata e adottata da quasi la totalità delle case costruttrici di aeromobili, anche competitori, per quello che rappresenta di guadagni e vantaggi a tutti i livelli. Infatti, la Boeing ha già annunciato che il suo nuovo velivolo, il 787 Dreamliner sarà equipaggiato

da 8 freni elettrici per le sue 10 ruote, completamente sviluppati e forniti dalla Bugatti. Il 787 Dreamliner quindi, sarà il primo aeromobile commerciale a utilizzare la tecnologia delle frenate attuate elettricamente.



Figura 45: Freno elettrico del Boeing 787 (messier-bugatti.com).

Con poche parole, si potrà dire che i freni elettrici sembrano avere il futuro molto promettente, ed essi costituiranno senz'altro un passo in più verso il velivolo All-Electric.

### **3.5: Fuel cell**

Una cella di combustibile è uno strumento di conversione elettrochimica. Produce elettricità dal combustibile (lato anodo) e dall'ossidante (lato catodo) che reagisce alla presenza di un elettrolita. Le celle di combustibile sono molto differenti dalle batterie a cella elettrochimica; esse consumano combustibile (sostanze chimiche reagenti) da una fonte esterna secondo un ciclo termodinamico aperto.



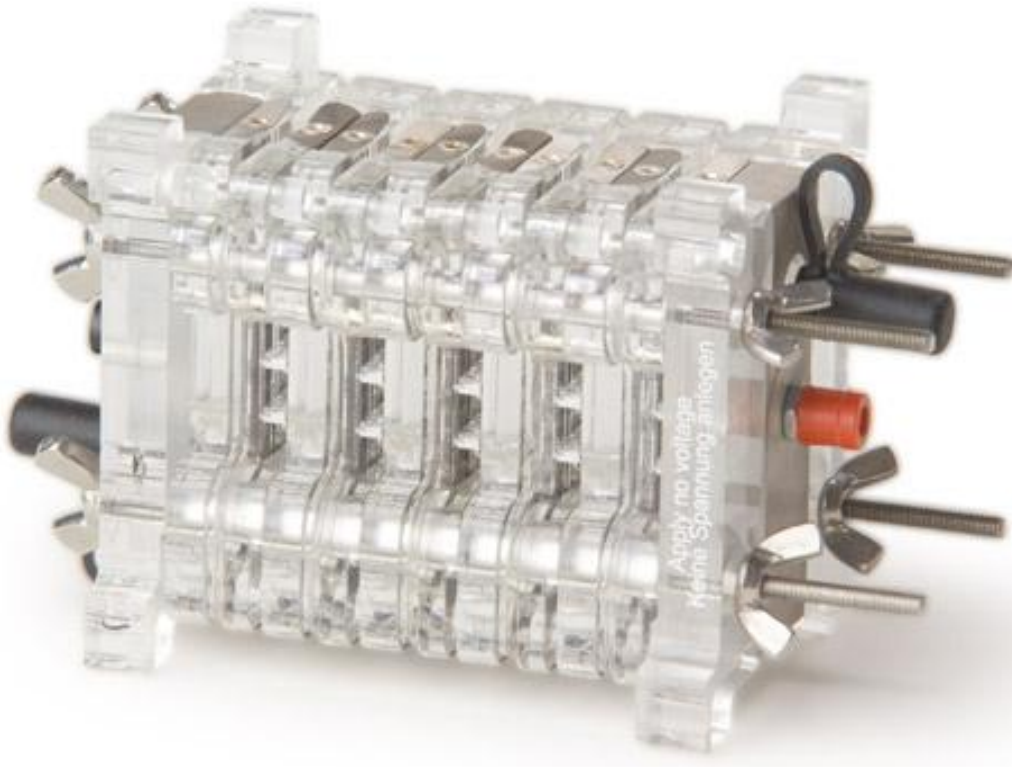


Figura 46: Cell Stack (Ballard Power Systems).

Il principio di lavoro è la catalisi, separando protoni ed elettroni del combustibile reattivo e forzando questi ultimi in un circuito che li trasforma in energia elettrica. I catalizzatori sono costituiti tipicamente di una lega di metallo o più comunemente di platino. Una cella produce tipicamente un voltaggio di circa 0,65 V. Le celle possono essere poi combinate in serie e/o in parallelo per assicurare la potenza elettrica desiderata. Le principali celle di combustibile al giorno di oggi che possono trovare impiego in campo aeronautico sono: Le Proton Exchange e le Solid oxide fuel cells. Vediamo ora le caratteristiche di ciascuna di esse.

### **3.5.1: Proton exchange fuel cell**

Queste celle sono costituite principalmente di una membrana di polimeri, conduttrice di protoni sulla quale sono forgiati i due catalizzatori (lati catodo e anodo ) per una maggior efficienza. In quest'ultimo, l'idrogeno attraversando uno strato di carta di carbonio porosa, arriva al catalizzatore lato anodo dove si diffonde in protoni ed elettroni. I protoni sono condotti attraverso la membrana verso il catodo, mentre gli elettroni sono forzati in un circuito esterno creando la corrente elettrica, non potendo attraversare la membrana che è elettricamente isolante.

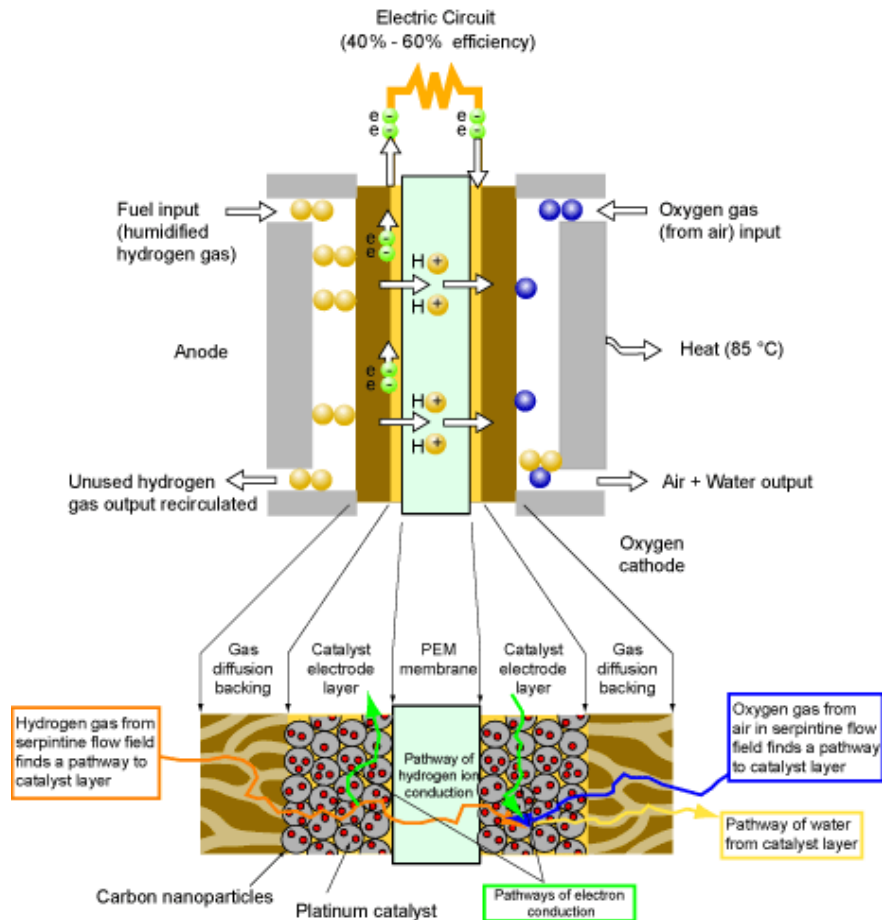


Figura 47: Principio di funzionamento di una fuel cell ad idrogeno.

Nel catalizzatore catodo invece, le molecole di ossigeno reagiscono con gli elettroni (uscanti dal circuito esterno) e i protoni per formare l'acqua (liquida o vapore) che sarà l'unico rifiuto rilasciato dal processo. Oltre al puro idrogeno, il diesel, il metanolo e diversi ibridi chimici possono essere usati come combustibile per le celle. Questi oltre all'acqua rilasciano anche biossido di carbonio.

### **3.5.2: Solid oxid fuel cell**

Nella realizzazione delle SOFC, l'anodo e il catodo sono separati con un elettrolita conduttivo degli ioni di ossigeno ma non degli elettroni. Esso è tipicamente costituito di zirconio. In genere, sul lato catodo, l'ossigeno reagisce attraverso un processo di catalisi con una carica di elettroni, ionizzandosi e poi diffondendosi attraverso l'elettrolita verso il lato anodo. Lì, reagisce con l'idrogeno formando l'acqua e liberando gli elettroni che vanno ad alimentare un'utenza esterna collegata ai due lati e chiudendo il circuito elettrico.

Le prestazioni di una SOFC possono essere modellate attraverso un processo complesso multi-fisico che ha luogo sulla superficie della cella di combustibile. Il trasferimento di

massa, calore assieme alle reazioni elettrochimiche e il trasporto di energia prendono luogo all'interno della cella. Vale a dire, che ci sono tanti parametri che impattano sulle condizioni di lavoro di una cella di questo tipo, come: il materiale dell'elettrolita, il suo spessore, la temperatura della cella nelle condizioni operative, composizione dei gas all'ingresso e allo scarico dal catodo e l'anodo e la loro porosità ...

Al contrario delle celle a rilascio di protoni, i catalizzatori nei SOFC non sono contaminati di rilascio di CO<sub>2</sub>. Questo è dovuto al fatto che la reazione di ossidazione avviene direttamente nell'anodo alle alte temperature operative di queste celle.

Le SOFC possono essere usate per la riduzione delle emissioni di CO<sub>2</sub> nei motori a turbina. Ricerche in fase di sviluppo sono in corso per una possibile integrazione di queste celle in sistemi propulsivi completamente elettrici.

### **3.5.3: Efficienza delle fuel cells**

Questo parametro è principalmente dipendente dalla potenza rilasciata dalla cella. Estrarre più potenza, significa richiedere più corrente, che aumenta le perdite nella cella stessa. Ciò equivale a dire una diminuzione dell'efficienza generalmente. Solitamente queste perdite si manifestano in cadute di tensione nella cella stessa. Per questo motivo è usuale rappresentare le prestazioni di una cella in un grafico voltaggio-corrente chiamato "curva di polarizzazione". Una tipica cella di combustibile da 0,65 V ha un'efficienza di circa 50%. Ciò significa che la metà del contenuto energetico contenuto nel combustibile (molto spesso l'idrogeno) è convertita in energia elettrica e il resto in calore diffuso (molto dipendente dalla struttura della cella e dal tipo di combustibile usato). Le fuel cells non sono vincolate dai limiti termodinamici, perciò non operano secondo un ciclo termico.

Da menzionare, che se l'impiego di queste celle ha un obiettivo propulsivo aeronautico, l'output elettrico delle celle deve essere ancora convertito in energia meccanica rotante con quello che implica di conseguenza sulle prestazioni delle celle. Ma comunque sono da evidenziare i vantaggi che offre l'utilizzo delle celle e in particolar modo quelle ad alte temperature, come fonti sia di calore che di energia elettrica nei sistemi propulsivi turbina a gas.

In questo caso, le ricerche e gli studi in fase di progresso sono molto ottimistici, e le previsioni dichiarano un'elevatissima efficienza possibilmente raggiungibile e compresa tra i 72 – 80%. Con questi valori, inizierà una nuova era per la propulsione aeronautica elettrica e la realizzazione di macchine volanti completamente elettriche potrà essere nel prossimo futuro, abbordabile.

Nella tabella seguente, sono elencate le principali tipologie di celle a combustibile note fino al giorno di oggi, le relative caratteristiche operative e lo stato attuale di efficienza e di sviluppo.

Fuel Cell Name	Electrolyte	Power [W]	Temperature [°C]	Electrical Efficiency	Status
<b>Metal hydride fuel cell</b>	Aqueous alkaline solution		< -20	50 %	Commercial Research
<b>Electro-galvanic fuel cell</b>	Aqueous alkaline solution		< 40		Commercial Research
<b>Direct formic acid fuel cell (DFAFC)</b>	Polymer membrane (ionomer)	≈ 50 W	< 40		Commercial Research
<b>Microbial fuel cell</b>	Polymer membrane or humic acid		< 40		Research
<b>Regenerative fuel cell</b>	Polymer membrane (ionomer)		< 50		Commercial Research
<b>Direct borohydride fuel cell</b>	Aqueous alkaline solution		70		Commercial
<b>Alkaline fuel cell</b>	Aqueous alkaline solution	10 - 100 kW	< 80	Cell: 60-70% System: 62%	Commercial Research
<b>Direct methanol fuel cell</b>	Polymer membrane (ionomer)	0,01 - 1 kW	90 - 120	Cell: 20-30% System: 10-20%	Commercial Research
<b>Reformed methanol fuel cell</b>	Polymer membrane (ionomer)	5 - 100 kW	125 - 300	Cell: 50-60% System: 25-40%	Commercial Research
<b>Proton exchange membrane fuel cell</b>	Polymer membrane (ionomer)	0,01- 500 kW	50 - 220	Cell: 50-70% System: 30-50%	Commercial Research
<b>RFC - Redox</b>	polymer membrane (ionomer)	0,01- 10 MW			Research
<b>Phosphoric acid fuel cell</b>	Molten phosphoric acid (H <sub>3</sub> PO <sub>4</sub> )	≈ 10 MW	150-200	Cell: 55% System: 40%	Commercial Research
<b>Molten carbonate fuel cell</b>	Molten alkaline carbonate (NaHCO <sub>3</sub> )	100 MW	600-650	Cell: 55% System: 47%	Commercial Research
<b>Tubular solid oxide fuel cell (TSOFC)</b>	O <sup>2-</sup> conducting ceramic oxide	≈ 100 MW	850-1100	Cell: 60-65% System: 55-60%	Commercial Research

<b>Protonic ceramic fuel cell</b>	H <sup>+</sup> conducting ceramic oxide		700		Research
<b>Direct carbon fuel cell</b>	Several different		700-850	Cell: 80% System: 70%	Commercial Research
<b>Planar Solid oxide fuel cell</b>	O <sup>2-</sup> conducting ceramic oxide	≈ 100 MW	850-1100	Cell: 60-65% System: 55-60%	Commercial Research

Figura 48: Caratteristiche delle principali fuel cell in commercio o in fase di sviluppo.

### **3.5.4: Applicazioni in campo aeronautico**

Di seguito verrà esposto un esempio applicativo delle fuel cells; sarà presentata una catena propulsiva interamente elettrica che fornisce una dimostrazione della validità e delle promesse delle tecnologie legate all'impiego in volo delle celle a combustibile. Diversi progetti del genere sono in fase di sviluppo e di prova in tutto il mondo, ma è interessante illuminare su quello italiano lo "SKYSPARK" per gli ottimi progressi e risultati registrati finora.

Questo progetto rappresenta una sfida molto importante e un passo rivoluzionario nell'aviazione per tre motivi:

- Dimostrare l'efficacia e la validità della catena propulsiva elettrica sui velivoli con tecnologie singole e componenti sviluppati e strutturati separatamente,
- La direzione dell'aviazione verso l'eco-sostenibilità, cioè l'abbattimento delle emissioni di anidride carbonica in atmosfera,
- I costi abbastanza contenuti di questa tecnologia, specialmente col taglio radicale ai consumi di combustibile realizzabile con l'impiego di tali sistemi.

La catena propulsiva si compone di sei elementi principali:

- Un motore elettrico brushless (senza contatti striscianti) e gearless (senza ingranaggi) associato a una pala,
- Un inverter (modulatore di potenza del propulsore),
- Una serie di batterie per stivare l'energia elettrica prodotta dagli elementi di generazione,
- Una serie di Fuel Cells,

- Un converter per la regolazione e il controllo della tensione e della corrente necessarie per il funzionamento del motore,
- Un serbatoio per l'idrogeno che alimenta le celle a combustibile.

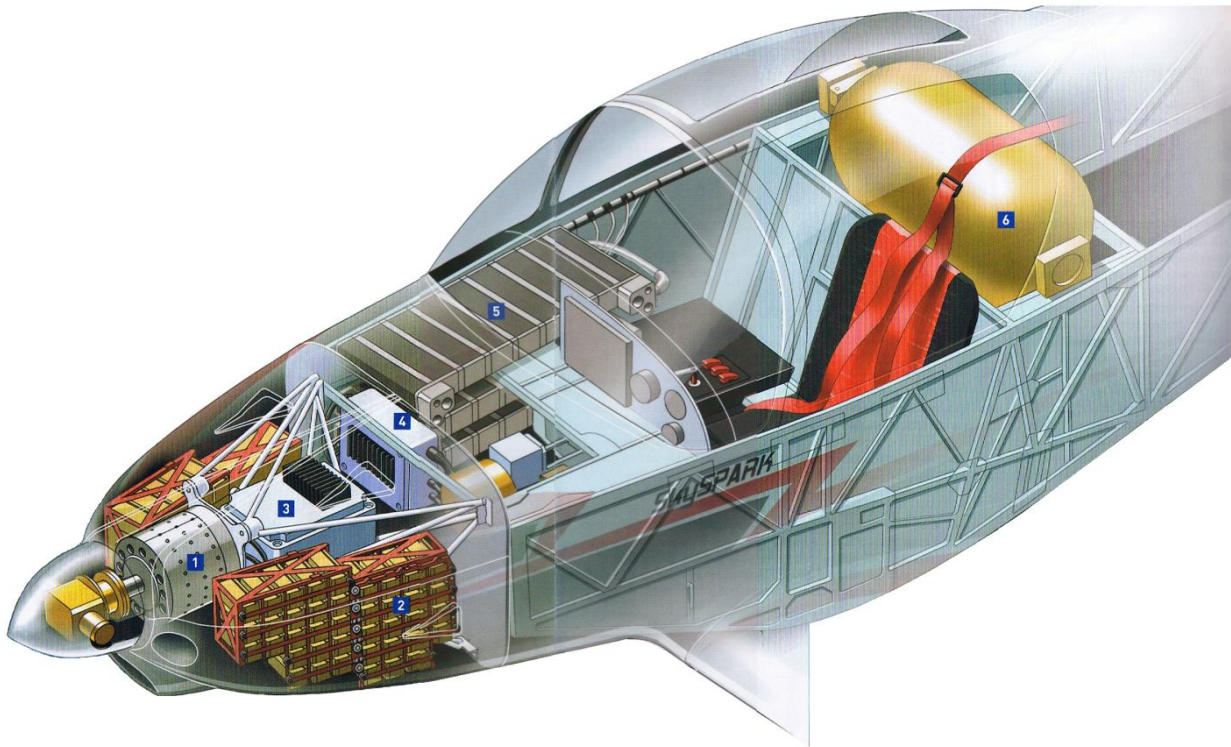


Figura 49: Schema della catena propulsiva dello SKYSPARK.

Tali elementi sono interfacciati con delle centraline elettroniche di controllo. Il sistema lavora in questo modo: l'idrogeno viene immesso in pressione nelle celle e si combina con l'ossigeno dell'aria prelevata dall'esterno con un piccolo compressore; per elettrolisi si producono energia elettrica e vapore acqueo, il secondo è espulso fuori bordo e il primo è destinato a ricaricare le batterie che forniscono la potenza necessaria al motore attraverso l'inverter e il converter.

Il peso e gli ingombri di questo sistema in confronto con uno tradizionale a combustione di uguale potenza sono vantaggiosi. È vero che c'è in più il peso delle celle, converter/inverter e delle batterie, ma alla fine questo è compensato dall'eliminazione del peso del carburante e dell'idraulica e i dispositivi di lubrificazione del motore.

Nel prosieguo del progetto, una parte delle batterie sarà sbarcata per permettere l'installazione di altre fuel cell. Comunque delle batterie non si potrà fare a meno, per

assorbire i transienti durante le rapide variazioni di potenza e per motivi di sicurezza. In ogni caso, le ricerche e le previsioni non escludono che in futuro anche le celle a combustibile possano assicurare da sole un'adeguata e pronta risposta alle richieste di massima potenza del motore.

Al di là dalle sperimentazioni e dei programmi di ricerca, c'è insomma un'aviazione che vola soltanto con energia elettrica e che sta prendendo vita e in cui le fuel cell potranno costituire un punto di partenza nella costruzione della base del velivolo interamente elettrico.

## Conclusioni

---

Nell'ambito di questa tesi di laurea ci si è occupati dello studio del velivolo futuristico "All-Electric" e della definizione delle innovazioni introdotte rispetto ai velivoli classici. Partendo dalla descrizione degli sviluppi e delle novità introdotte ultimamente, è sorta spontanea la domanda del perché di questa elettricizzazione delle macchine volanti? La miniaturizzazione dei circuiti elettronici e il miglioramento delle prestazioni dei diversi componenti e sistemi elettrici hanno fatto sì che l'elettricità riesca a compiere le funzioni una volta demandate a svariati sistemi a bordo dei velivoli. Una discussione degli approcci adottati nei nostri giorni nell'affrontare quest'argomento, ha permesso di fare luce su diversi aspetti toccati da quest'ammodernamento, come l'efficienza, l'affidabilità, la manutenzione, il costo e l'integrazione nell'ambiente aereo globale. In particolare, è stato effettuato un attento esame delle caratteristiche delle nuove architetture ottimizzate, come i comandi di volo, il controllo del propulsore, l'ECS, l'impianto frenante e l'attuazione elettrica.

A seguito di una descrizione dei principali componenti e sistemi elettrici, ne sono state evidenziate le caratteristiche che possono influenzare il comportamento globale della macchina; ci si è potuti munire di un bagaglio tecnico per l'apprendimento e l'analisi delle diverse tecnologie innovative che possano trasformare un velivolo convenzionale in uno more-electric.

Giunti a questo punto, è stato possibile iniziare lo studio delle principali tecnologie introdotte fino ad oggi sugli aeromobili nell'ambito dell'elettrizzazione globale. In particolare, è stata effettuata l'analisi del FADEC, un sistema di grandi potenzialità e di fondamentale importanza per il controllo e il monitoraggio elettronico dei propulsori. Per quanto riguarda l'ECS, è stata fatta luce su una possibile soluzione alternativa realizzabile per via elettrica dell'impianto pneumatico. Lo studio dell'attuazione elettrica con EHA e IAP invece, ha permesso di evidenziare com'è stata possibile, anche se parzialmente finora, la rimozione del sistema idraulico di bordo. Un eventuale confronto tra la configurazione idraulica convenzionale e quella attuata elettricamente è stato effettuato nello studio dei freni elettrici, un'innovazione di imminente applicazione nel campo aeronautico.

Una discussione degli effetti dell'applicazione di queste nuove tecnologie è stata ampiamente elaborata, al fine di presentare almeno in gradi linee l'impatto che potrebbe avere una transizione del genere sui diversi aspetti progettuali, operativi, economici e logistici. Infine, sono state introdotte le Fuel Cells, una nuova tecnologia di grandi aspettative (non solo nel campo aeronautico) che sta prendendo vita e potrebbe costituire un punto di partenza nella costruzione della base del velivolo interamente elettrico.

Concludendo, si può dire che l'unione di tutte queste innovazioni, può far sì che il concetto dell'"ALL-ELECTRIC AIRCRAFT" possa diventare realtà.



## Riferimenti

---

1. E.H.J. Pallett, "*Aircraft Electrical Systems*", Third Edition, 1997, Prentice Hall.
2. Thomas K. Eismín, "*Aircraft Electricity/Electronics (Glencoe's Aviation Technology Series)*", 1994, McGraw Hill.
3. Ian Moir & Allan Seabridge, "*Aircraft Systems: Mechanical, Electrical and Avionics Subsystems Integration*", Illustrated Edition, 2001, AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics).
4. [www.messier-bugatti.com](http://www.messier-bugatti.com)
5. [www.CFMinternational.com](http://www.CFMinternational.com)
6. [www.moog.com](http://www.moog.com)
7. [www.moetproject.eu](http://www.moetproject.eu)
8. [www.TRWaeronautical.com](http://www.TRWaeronautical.com)
9. [www.ballard.com](http://www.ballard.com)
10. [www.goodrich.com](http://www.goodrich.com)
11. [www.flightglobal.com](http://www.flightglobal.com)
12. [www.wikipedia.com](http://www.wikipedia.com)
13. [www.SAFRAN-group.com](http://www.SAFRAN-group.com)
14. Volare: Editoriale Domus – Maggio 2009
15. Technology Review Journal: Millenium Issue – Fall/Winter 2006
16. AIAA Journal: September 2005