

# IL SISTEMA FLY BY WIRE

Uno dei più recenti e importanti sviluppi tecnologici nel campo dell'aviazione civile è senz'altro il sistema **Fly By Wire (FBW)**. Introdotto inizialmente su aeromobili militari (il primo velivolo di serie ad utilizzarlo è stato il caccia General Dynamics F-16), ha poi avuto la definitiva consacrazione anche in ambito civile con l'Airbus A320 (1987), primo velivolo civile esclusivamente comandato tramite sistema Fly By Wire. Questo aeromobile ha infatti rappresentato un notevole salto tecnologico nei confronti delle produzioni precedenti.

Con questo approfondimento vogliamo introdurre il sistema Fly By Wire, spiegandone la filosofia di funzionamento e analizzando i suoi componenti: per far questo prenderemo in considerazione e studieremo proprio il sistema che equipaggia gli aeromobili della serie **Airbus A320 family** (A318 – A319 – A320 – A321), macchine diffusissime nelle flotte delle compagnie aeree in tutto il mondo.

## IL SISTEMA FBW DEGLI AEROMOBILI A320 Family

### PRESENTAZIONE DEL SISTEMA

#### SUPERFICI DI CONTROLLO

Iniziamo con il fornire qualche descrizione generale delle superfici di controllo utilizzate sul velivolo A320. Esse sono costruite con materiali compositi, eccetto gli slats che sono in lega alluminio.

Tutte le superfici di controllo sono *controllate elettricamente* ed *azionate idraulicamente*. Esiste poi un sistema meccanico di back-up che agisce sul Pitch axis (più precisamente sul Trimmable Horizontal Stabilizer) e sullo Yaw axis (Rudder).

Il controllo del pitch è ottenuto tramite i due elevatori e il **THS (Trimmable Horizontal Stabilizer)**: gli elevatori sono utilizzati per *short term activity*, il THS per *long term activity*.

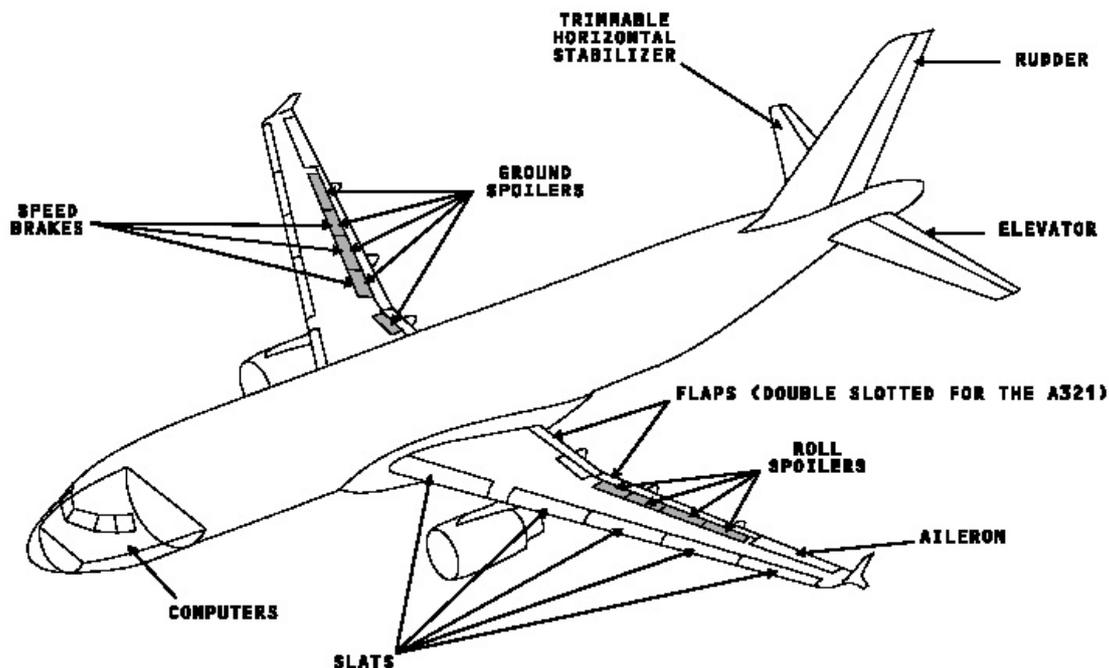
Il controllo sull'asse del roll è fornito naturalmente dagli alettoni e dagli spoilers numero 2, 3, 4 e 5 di ogni ala (numerati partendo dalla radice dell'ala e andando verso l'estremità della stessa). Lavorando insieme al rudder, queste superfici permettono la coordinazione automatica roll/yaw durante le virate.

Lo yaw control è assicurato dal rudder: se la virata è iniziata tramite i pedali che comandano il rudder, automaticamente è garantita la coordinazione roll/yaw, tramite gli alettoni e gli spoiler. Il rudder è chiaramente usato anche per il dutch roll damping.

La funzione Speed Brake (attivata per aumentare il drag in volo) è permessa dagli spoilers numero 2, 3, 4 mentre la funzione Ground Spoilers (per rimuovere la portanza dopo il contatto in atterraggio) comporta l'azionamento di tutti gli spoilers.

Sulle ali di questi velivoli sono presenti due flaps e cinque slats per semiala, numerati sempre dalla radice all'estremità. Il modello A321 è equipaggiato, a differenza degli altri, con flap di tipo *double slotted*.

E' da notare una cosa interessante: quando i flap sono estesi gli alettoni vengono deflessi verso il basso di cinque gradi: questa soluzione permette di incrementare la portanza anche nella parte di ala non interessata dai flap (*Aileron Droop*).



*Presentazione del sistema – Superfici di controllo*

## COMPUTERS

I computers controllano e monitorizzano permanentemente le superfici di controllo, oltre a rilevare e registrare eventuali failure.

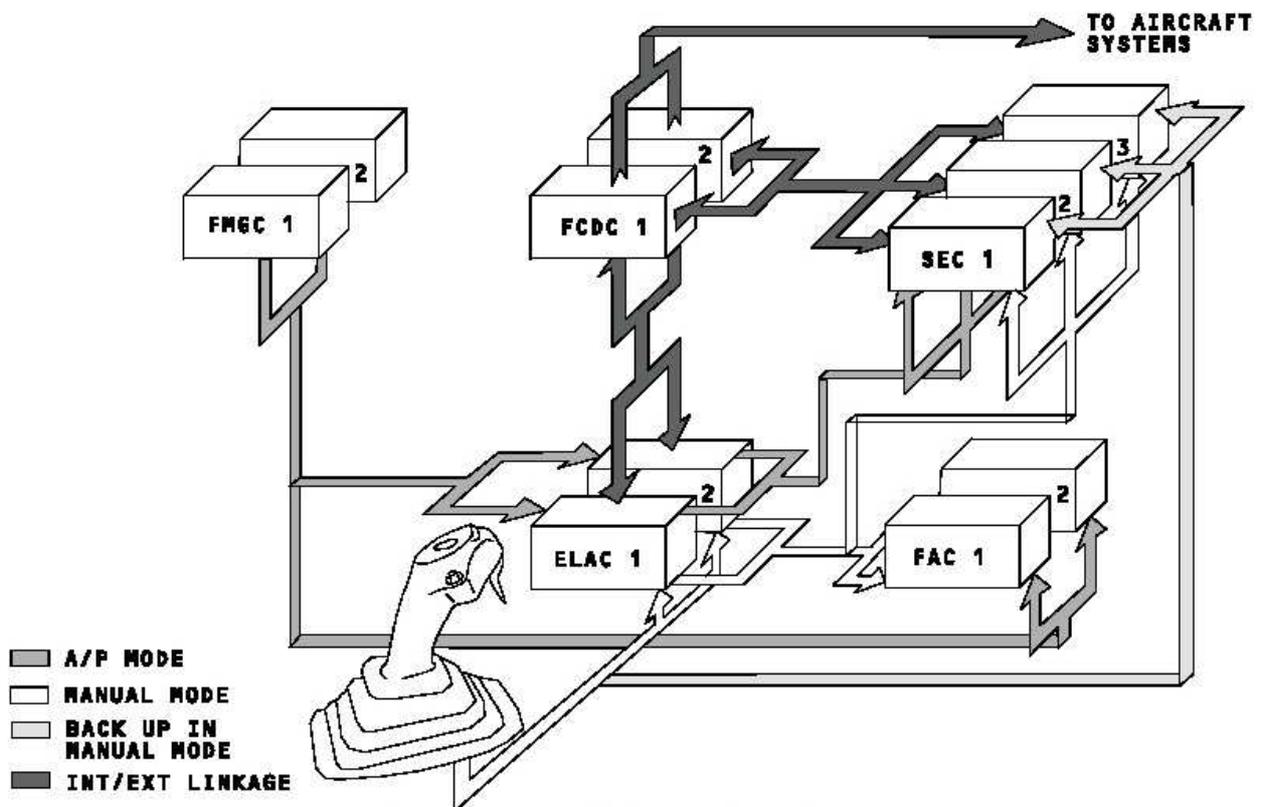
Il sistema è composto da questi apparati:

- Due **Elevator Aileron Computers (ELACs)** e tre **Spoiler Elevator Computers (SECs)**, per il controllo dell'aeromobile sugli assi roll e pitch.
- Due **Flight Augmentation Computers (FACs)**, che controllano lo Yaw axis.
- Due **Slat and Flap Control Computers (SFCCs)**, che sono usati per il controllo di slat e flap.
- Due **Flight Control Data Concentrators (FCDCs)**, che permettono le funzioni di indicazione e di maintenance.

In modalita A/P l'**FMGC (Flight Management and Guidance Computer)** invia gli ordini all'**EFCS (Electronic Flight Control System)**, in modalita manuale lo stick va a comandare direttamente i computer. E' da notare che in caso di failure di entrambi gli ELACs, i SECs possono ricevere direttamente i segnali dai side stick: e comunque un ELAC e un SEC sono sufficienti per governare l'aereo sugli assi roll e pitch.

ELACs, SECs e FACs elaborano le **Flight Control Laws** (vedremo dopo cosa sono), incluse le flight envelope protection, che ottimizzano il controllo dell'aereo in ogni condizione.

I due FCDCs sono utilizzati per interfacciare i flight control computers con gli altri sistemi dell'aeromobile.



*Presentazione del sistema – Disposizione dei computers*

Riassumendo, le operazioni svolte da ogni computer sono:

**ELAC (1 o 2), SEC (1, 2 o 3), FAC (1 o 2):**

- *Input management*
- *Flight Control Law computation and synchronization*
- *Servo Loop processing*
- *Engage Logic*
- *Output Management*

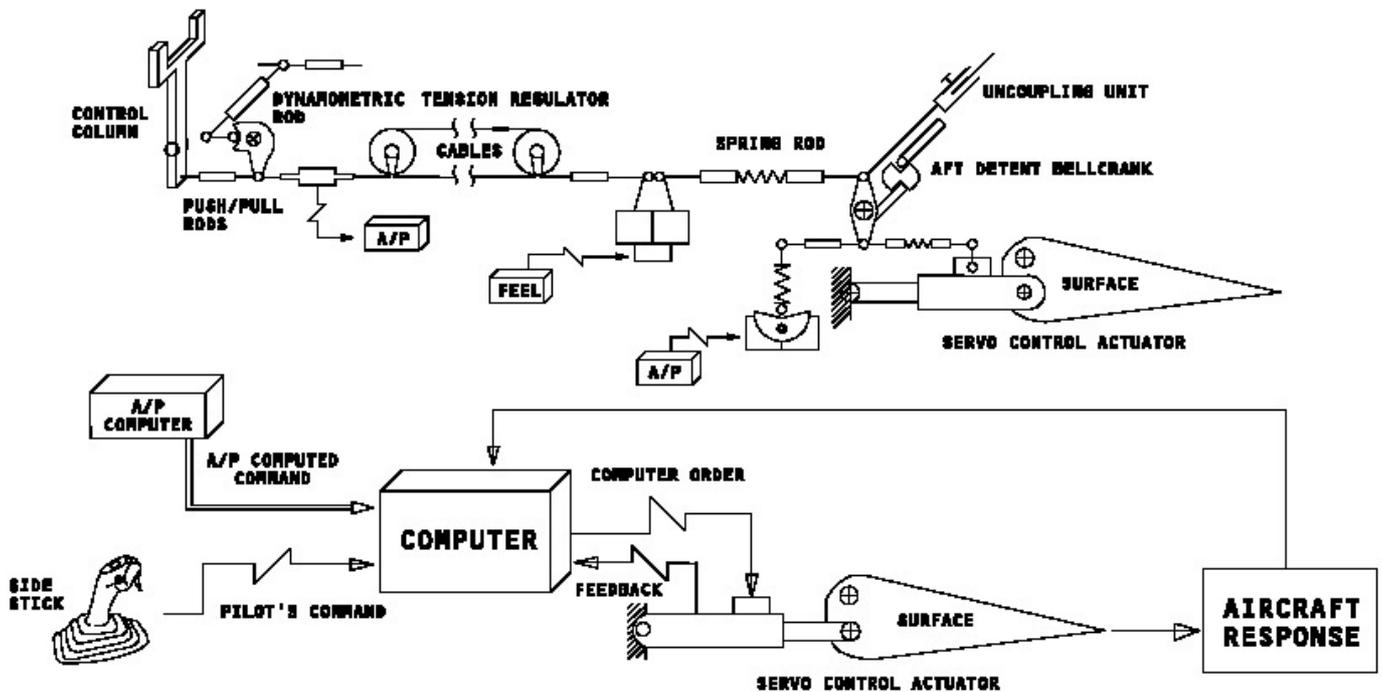
### FILOSOFIA DEL SISTEMA FBW

Tutte le superfici di controllo sono controllate elettricamente e operano idraulicamente. Inoltre lo stabilizzatore e il rudder hanno un sistema di controllo idromeccanico di back-up, in caso di electrical failure.

Il vantaggio principale del sistema FBW è un incremento di ridondanza, un miglioramento del controllo e della sicurezza di condotta dell'aeromobile, risparmio di peso e nel complesso un aumento delle performance.

La classica control column è stata rimpiazzata dal side stick, i collegamenti meccanici sono sostituiti da cablaggi elettrici e dagli elaboratori che governano il sistema e comandano i servo attuatori. I computer ricevono i dati

provenienti dal side stick, elaborano le Flight Control Laws, incluse le flight envelope protection, e vanno a comandare gli attuatori che azionano le superfici, ottimizzando il controllo dell'aeroplano. In modalità autopilota, i comandi dell' A/P sono trasmessi direttamente ai computers dell'EFCS. Il feedback meccanico dei servo attuatori convenzionali è sostituito da un electrical feedback con i computers.



Confronto tra sistema tradizionale e sistema Fly By Wire

## SYSTEM CONTROL AND INDICATING

### SIDE STICKS

I side sticks, uno per ogni consolle laterale, sono naturalmente usati per il controllo manuale del pitch e del roll. Come abbiamo detto prima, essi controllano le superfici attraverso i Flight Control Computers. La manopola include due pulsanti: uno per la disconnessione dell' A/P o per la side stick priority, l'altro per la radio. Per alcune esigenze di manutenzione, è necessario bloccare i side stick in posizione neutra tramite un lock pin.

Nei sistemi tradizionali si va ad agire tramite cavi sulle superfici di controllo: per ridurre la forza necessaria al pilota per muovere le superfici si sono applicate molte soluzioni, come l'agire su servoalette che poi aerodinamicamente provocano lo spostamento della control surface vera e propria, oppure l'uso di servocomandi idraulici. In ogni caso è indispensabile che il pilota abbia comunque un ritorno di forza, e sui sistemi tradizionali si sono applicati dei sistemi detti di "artificial feel", atti appunto a restituire al pilota lo sforzo di azionamento dei comandi. Con il Fbw, agendo su un side stick che manda solo segnali elettrici e non è collegato in alcun

modo meccanicamente con le superfici di controllo, questo sforzo sarebbe nullo, rendendo molto difficoltoso il pilotaggio. Per questo motivo alla base del side stick c'è un sistema di molle che progressivamente aumenta lo sforzo avvicinandosi alla fine corsa del comando.

### SPEED BRAKE LEVER

La speed brake lever comanda la posizione degli speed brake e la preselezione manuale dei ground spoilers. Per selezionare una posizione la leva deve essere spinta verso il basso e messa nella posizione richiesta.

### THS MECHANICAL CONTROL

Entrambe le trim wheels provvedono al controllo del THS e hanno priorità sull'elettrical control. Il controllo meccanico del THS deve essere usato quando il controllo automatico del pitch trim non è disponibile. La posizione del trim è indicata in gradi su una scala adiacente ad ogni trim wheel.

Dopo il contatto del ruotino anteriore, le pitch trim wheels ritornano automaticamente a 0°.

### RUDDER PEDALS

I due set di pedali controllano meccanicamente il rudder.

### SLAT/FLAP CONTROL LEVER

La leva è connessa con il Command Sensor Unit, che funziona da trasduttore e trasla i comandi meccanici in segnali elettrici per lo Slat Flap Control Computer.

La leva dei flap comanda simultaneamente slats e flaps, le cinque posizioni della leva corrispondono alle seguenti posizioni delle superfici:

LEVER POSITION	CONFIGURATION	A321		A320/A319	
		SLAT ANGLE (°)	FLAP ANGLE (°)	SLAT ANGLE (°)	FLAP ANGLE (°)
0	0	0	0	0	0
1	1	18	0	18	0
1	1+F	18	10	18	10
2	2	22	14	22	15
3	3	22	21	22	20
FULL	FULL	27	25	27	40*

\* FOR THE A320:  
 - 40° WITH V2500 ENG.  
 - 35° WITH CFM56 ENG.

### RUDDER TRIM

Il comando del Rudder Trim è trasmesso all'attuatore attraverso il Flight Augmentation Computer

## FLIGHT CONTROL PANELS

I pulsanti dei Flight Control Panels servono per energizzare, de-energizzare e resettare gli ELACs, i SECs e i FACs.

Inoltre vi è una indicazione di FAULT, accompagnata dall'indicazione sull'ECAM, in caso che venga rilevata una failure.

Quando entrambi i side stick vengono spostati senza toccare i priority switch, creando così un doppio input, le side stick priority lights (le luci verdi "CAPT" e "F/O") poste di fronte ai piloti si attivano. La Priority Logic verrà trattata più precisamente nei prossimi paragrafi.

## ECAM PAGES

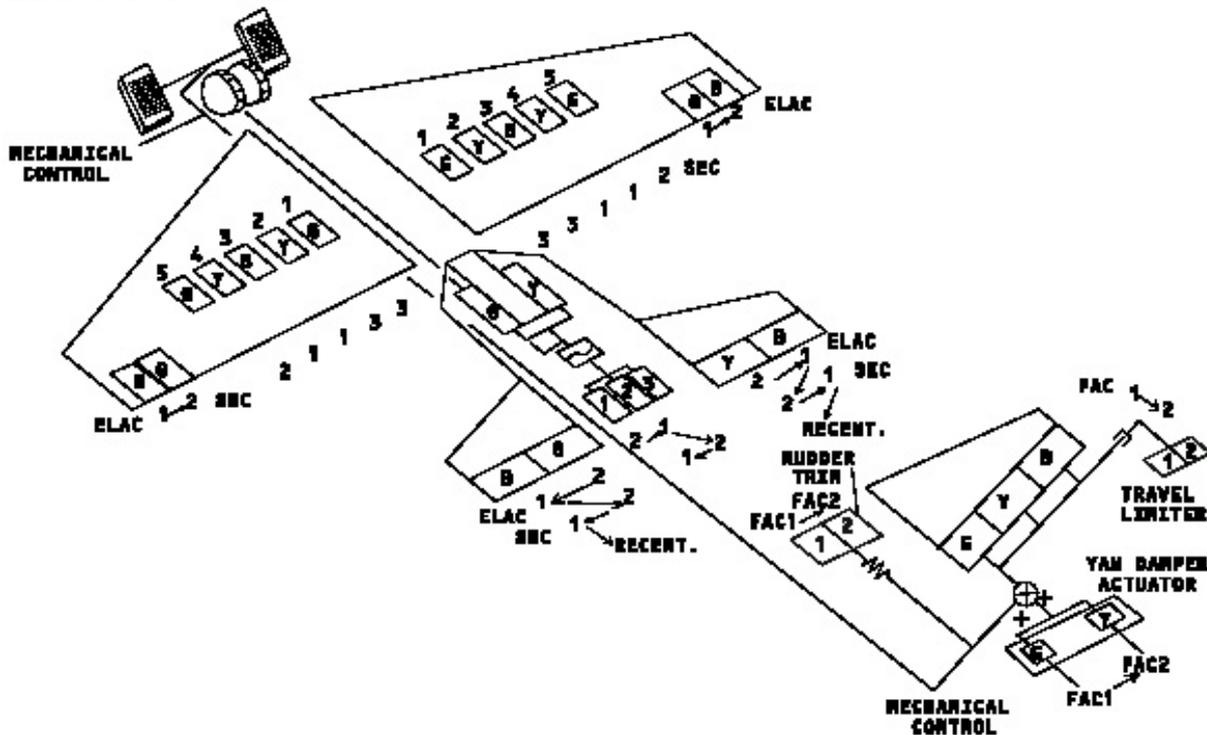
Il flight control system usa tre pagine dell'ECAM: la *Flight Control ECAM Page* e la *Wheel ECAM Page* per le indicazioni relative alle superfici primarie, l'*Engine Warning Display* per le indicazioni relative a Slats e Flaps.

## EFCS PRESENTATION

Come già specificato, tutte le superfici di controllo sono mosse idraulicamente tramite attuatori idraulici, che ricevono segnali elettrici dai computers, mentre il rudder e il THS possono essere controllati anche meccanicamente.

Gli attuatori sono alimentati da uno dei tre circuiti idraulici, eccetto il *Rudder Trim Actuator*, il *Rudder Travel Limitation Actuator* e i *THS Servo Motors*, che sono mossi elettricamente.

La relazione tra attuatori e computers è indicata nello schema seguente, con indicati anche i circuiti idraulici che alimentano i vari attuatori.



Presentazione del sistema EFCS

Ad esempio, gli attuatori destro o sinistro dell'elevatore sono connessi a due computers: un ELAC e un SEC.

Ci sono due servo control per ogni alettone, due per ogni elevatore e per la funzione yaw damping. In configurazione normale, un servo control muove la superficie, ed è chiamato **active servo control**. Il secondo, che segue la deflessione della superficie, è in **damping mode**. Quando è disponibile solo il manual pitch trim, l'elevatore va in centering mode, e l'attuatore è mantenuto idraulicamente in neutral position. In caso di failure, il servo control in modo damping e il relativo computer passano in active mode, assicurando la ridondanza del sistema.

Ricordiamo brevemente, per una maggiore comprensione, come è costituito l'impianto idraulico degli aeromobili A320 Family.

Vi sono tre circuiti indipendenti: Green, Yellow e Blue. In condizioni normali il circuito Green e quello Yellow sono pressurizzati dalle Engine Driven Pumps, il Blue da una pompa elettrica. Una Auxiliary Pump elettrica è presente anche sul circuito Yellow. Una PTU (Power Transfer Unit) permette che il circuito Verde venga pressurizzato dal Giallo e vice versa (senza trasferimento di fluido). Sul circuito Blu può intervenire anche la RAT (Ram Air Turbine), in caso di emergenza.

## FUNZIONAMENTO DEL SISTEMA

### PITCH CONTROL

Analizziamo il funzionamento del pitch control (in normal operation). Come già sappiamo il movimento dello stick invia i comandi elettrici agli ELACs e ai SECs. Dei due ELAC, normalmente il numero 2 comanda l'elevatore e il THS, il numero 1 è di back-up: in caso di failure dell'ELAC 2, il primo entra automaticamente in controllo. In caso di failure contemporanea di entrambi gli ELACs, i SEC 1 o 2 prendono in mano il controllo del pitch. Con A/P attivato, i segnali di controllo ai computer ELACs arrivano in modo diretto dal FMGC (Flight Management and Guidance Computer).

Ogni elevatore è mosso da due attuatori, come sappiamo uno in active mode e l'altro in damping mode, con cambio immediato di modalità in caso di failure (anche se, per la precisione, in caso di richiesta di un forte pitch, entrambi possono diventare attivi). Gli attuatori alimentati dal circuito idraulico Green e dal circuito idraulico Yellow sono controllati dall'ELAC numero 2, quelli alimentati dal circuito Blu sono controllati dall'ELAC numero 1.

Il THS è azionato da uno Screw Actuator, mosso da due motori idraulici, controllati da uno dei tre Electric Trim Motors: uno dei tre è operativo, gli altri sono 2 in stand-by. Il motore 1 è comandato dall'ELAC 2, il motore 2 dall'ELAC 1, il motore 3 dal SEC 2.

Vi è poi il Mechanical Trim agente sul THS con priorità sull'Automatic Trim, gestito direttamente dalle Wheel Trim in cockpit.

### ROLL CONTROL

Per il roll control (sempre in normal operation), abbiamo l'ELAC 1 che comanda gli alettoni, con l'ELAC 2 di back-up, pronto a intervenire in caso di failure. Utilizzando gli ordini provenienti dagli ELACs, entrambi i SECs inviano i comandi a un paio o a due paia di spoilers, senza back-up. Il Flight Augmentation Computer (FAC) 1, con il FAC 2 come back-up, trasmettono al rudder i comandi per la funzione di turn coordination.

Anche qui, come per il pitch, con A/P inserito, l'FMGC manda gli ordini direttamente agli ELACs e ai FACs, e ai SECs attraverso gli ELACs.

Gli attuatori sono due per alettone, uno in active mode e l'altro in damping mode, come ormai sappiamo bene. L'attuatore sinistro alimentato idraulicamente dal circuito blu e il destro alimentato dal circuito verde sono comandati dall'ELAC 1, gli altri dall'ELAC 2. Entrambi gli attuatori di ogni alettone passano in damping mode in caso di failure di entrambi gli ELACs o di Green e Blue hydraulic low pressure.

Ogni spoiler è azionato da un attuatore: la superficie è automaticamente retratta se il sistema rileva una failure. In caso di perdita di pressione idraulica, se la superficie è retratta rimane chiaramente retratta, se è estesa manterrà la sua deflessione o verrà spinta verso il basso dalla forza aerodinamica.

## YAW CONTROL

Lo yaw control (sempre nel caso di normal operation) è permesso dal rudder, con una deflessione massima di 25° (30° per l'A319), ed è controllato dai pedali. I servo control che azionano il rudder possono ricevere i comandi da:

- Rudder Pedal Input (mechanical control)
- Rudder Trim Actuator (electrical control)
- Yaw Damper Input (electrical control)

Le due paia di pedali sono connesse insieme, e collegati tramite cavi con gli Hydraulic Rudder Actuators attraverso una differential unit. Il controllo meccanico del rudder è quindi sempre disponibile attraverso i pedali. La posizione dei pedali è inviata anche agli ELACs tramite un apposito trasduttore.

In manual flight, gli ELACs trasmettono i comandi per lo yaw damping, per la coordinazione delle virate e per il rudder trim ai FACs: gli ordini per lo yaw damping e per turn coordination non provocano il movimento dei pedali (no feedback).

I due FACs controllano gli Yaw Damper Servo Controls, il Rudder Trim e il Rudder Travel Limitation Unit: FAC 1 ha la priorità, FAC 2 è in stand-by.

Come per gli altri assi, con autopilot engaged, il FMGC comanda direttamente i FACs per rudder trimming, yaw control e per la funzione yaw damper.

Il rudder è mosso da tre attuatori idraulici che operano in parallelo.

Il rudder trim è consentito da due motori elettrici controllati dal FAC associato.

In manual flight il pilota può applicare il rudder trim a 1°/sec attraverso l'apposito switch rotante. In automatic flight, la funzione di compensazione automatica dell'asimmetria è disponibile in caso di lateral asymmetry. Lo yaw automatic trim è attivo per asimmetrie laterali ed engine failure compensation a 5°/sec. Il trimming provoca il movimento dei pedali.

Esiste una funzione di *Rudder Limitation*, attuata da una Variable Stop Unit azionata da due motori elettrici: ogni motore è azionato dal FAC ad esso associato. La deflessione del rudder viene limitata man mano che la velocità si incrementa.

Per la funzione di Yaw damping, ci sono due Yaw Dampers Servo Controls connessi ai Rudder Hydraulics Actuator attraverso una mechanical differential unit: entrambi i servo attuatori sono controllati dal FAC ad esso associato. Grazie alla differential unit, nessun feedback arriva ai pedali.

## SPEED BRAKE E GROUND SPOILER

La funzione Speed Brake è comandata in volo dal pilota, attraverso l'apposita leva di comando: le superfici interessate sono quelle dallo spoiler 2 al 4. Quando una superficie non è attiva su un'ala, per simmetria anche la corrispondente sull'altra ala viene inibita. Il passaggio a Alternate o Direct Laws (vedremo dopo cosa significano questi termini) non influisce sulla Speed Brake function, ma è da considerare che si può andare in Alternate Laws o in Direct Laws anche in seguito alla perdita di impianti idraulici; se si è in queste condizioni, e quindi gli alettoni non funzionano, l'aereo vira tramite gli spoilers. In questo caso non si possono usare gli Speed Brake, e la cosa è comunicata al pilota dai sistemi dell'aeromobile.

Il momento associato all'estensione degli spoilers e alla loro retrazione è compensato dalle Pitch Control Laws.

Il controllo del roll ha la priorità sulla speed brake function: se la somma di un comando roll e di un comando speed brake relativo ad una superficie supera la massima deflessione possibile, la superficie simmetrica viene retratta fino a che la differenza tra le due superfici è pari al roll order.

Se l'Angle Of Attack protection è attivata con speed brakes estesi, essi vengono automaticamente retratti.

Per la funzione Ground spoiler, quando la logica del sistema è soddisfatta, l'ordine di deflessione viene inviato agli spoiler da 1 a 5, a 10° o 50° di estensione a seconda dello stato di entrambi i main landing gear legs (compressi o no).

## CONTROL LAW PRESENTATION

Il sistema presenta 3 possibili Control Laws:

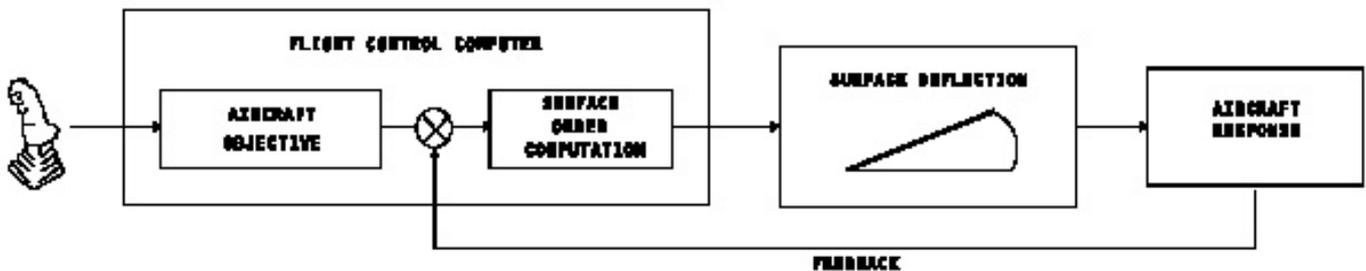
- Normal Laws
- Alternate Laws
- Direct Laws

Oltre naturalmente al **Mechanical Back-up**

Analizziamo nel dettaglio le funzionalità connesse

### NORMAL LAWS

Sono le Control Laws usate in condizioni normali per calcolare gli ordini da inviare alle varie superfici. Questa modalità assicura una *FULL FLIGHT ENVELOPE PROTECTION*.



*Normal Laws – Principio di funzionamento*

In modalità Normal Laws abbiamo tre principali control modes :

- *Ground mode*
- *Flight mode*
- *Flare mode*

Durante la Ground mode esiste una relazione diretta tra lo stick, gli elevatori e le superfici di controllo del roll. Inoltre il rudder è meccanicamente controllato dai pedali e la funzione Yaw Damper è disponibile. La Ground mode è attivata dopo la Flare mode quando gli shock absorber del main gear sono compressi, con pitch attitude confirmation.

In Flight mode le Normal laws sono:

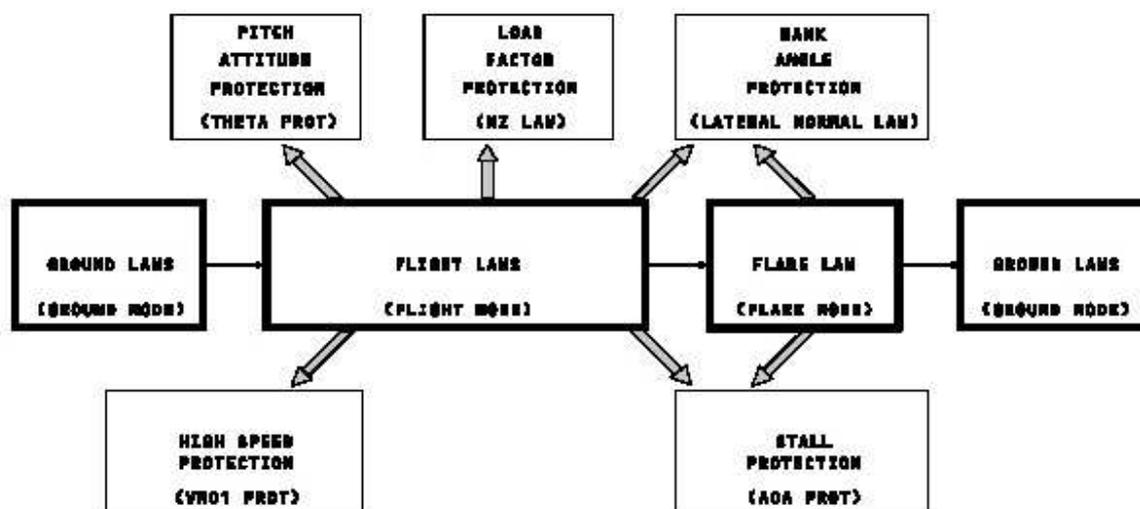
- *Nz Law per il pitch control, inclusa la Load Factor Protection*
- *Lateral Normal Law per il controllo laterale (roll+yaw), inclusa la Bank Angle Protection*
- *Highspeed (Vmo)*
- *Pitch Attitude (Theta)*
- *Stall (Angle Of Attack) protections.*

Il Flight mode è attivato dopo il Ground mode, quando gli shock absorber del main gear sono estesi, con pitch attitude confirmation.

Le Normal Laws in Flare mode sono:

- *FlareLaw al posto di Nz Law per il pitch control (per consentire una flare convenzionale)*
- *Lateral Normal Law*
- *Stall protection.*

La Flare mode è attivata dopo la Flight mode, sotto una certa altezza (50 - 30 piedi Radioaltimetro).



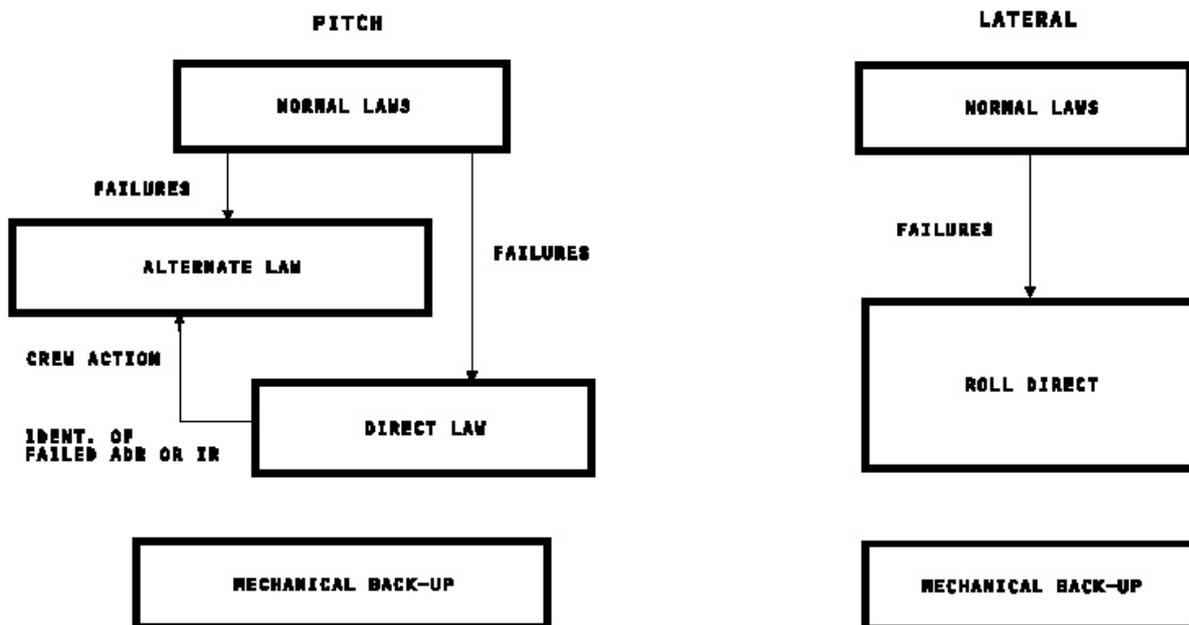
*Normal Laws*

## LAW RECONFIGURATION

La riconfigurazione delle Control Laws è possibile in due modi:

- ALTERNATE
- DIRECT

Non c'è perdita della Normal Law in seguito ad una singola failure. Il trasferimento dalla Normal all'Alternate avviene in automatico e dipende dal numero e dalla natura delle failure rilevate. Lo schema di seguito riportato mostra i possibili passaggi, considerando pitch e lateral.



*Riconfigurazione delle Control Laws*

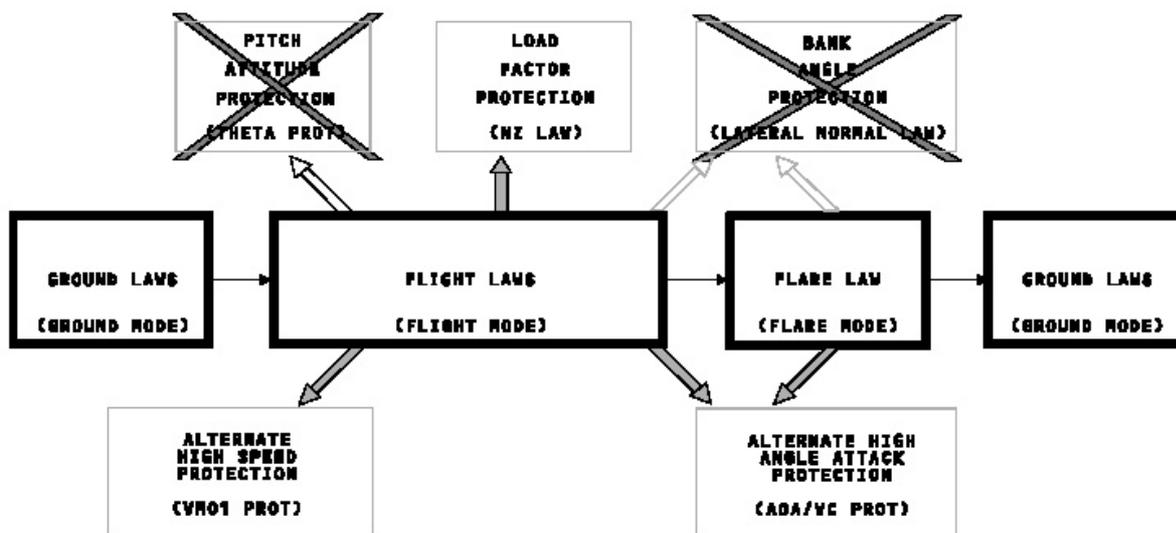
## ALTERNATE LAWS

Le Alternate Laws sono introdotte automaticamente quando vengono perse le Normal Laws.

Le Alternate Laws provvedono, per l'asse del pitch, con protezioni ridotte, alla:

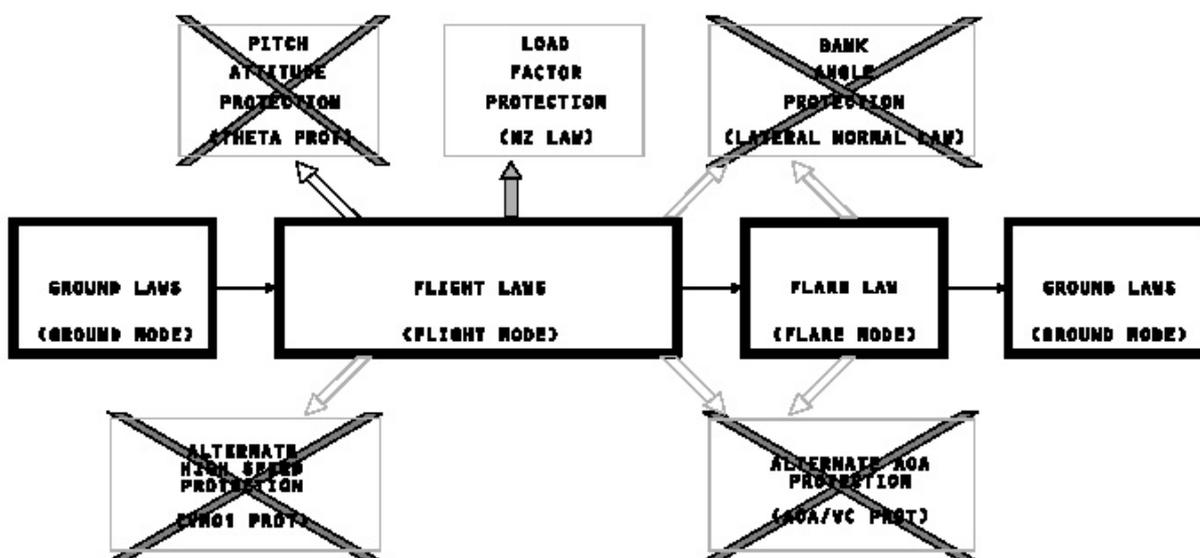
- *Load Factor Protection*
- *High and Low Speed Stability (Alternate High Speed Protection e Alternate High Angle Of Attack Protection).*

Per quanto riguarda l'asse del roll, entra in Direct Law.



*Alternate Law con protezioni ridotte*

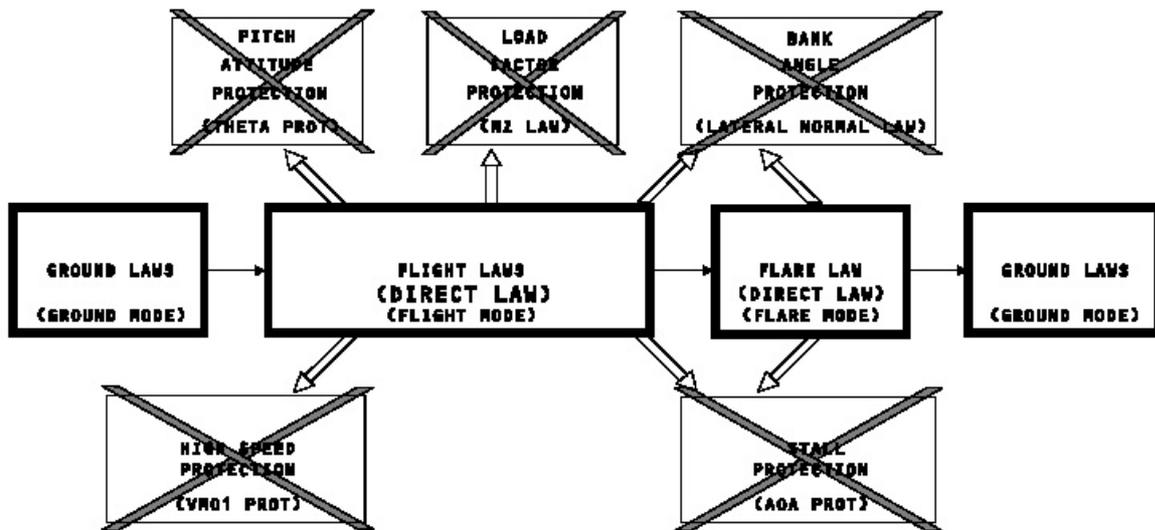
In Alternate Law senza protezioni, l'High and Low Speed Stability viene persa, viene mantenuta solo la Load Factor Protection.



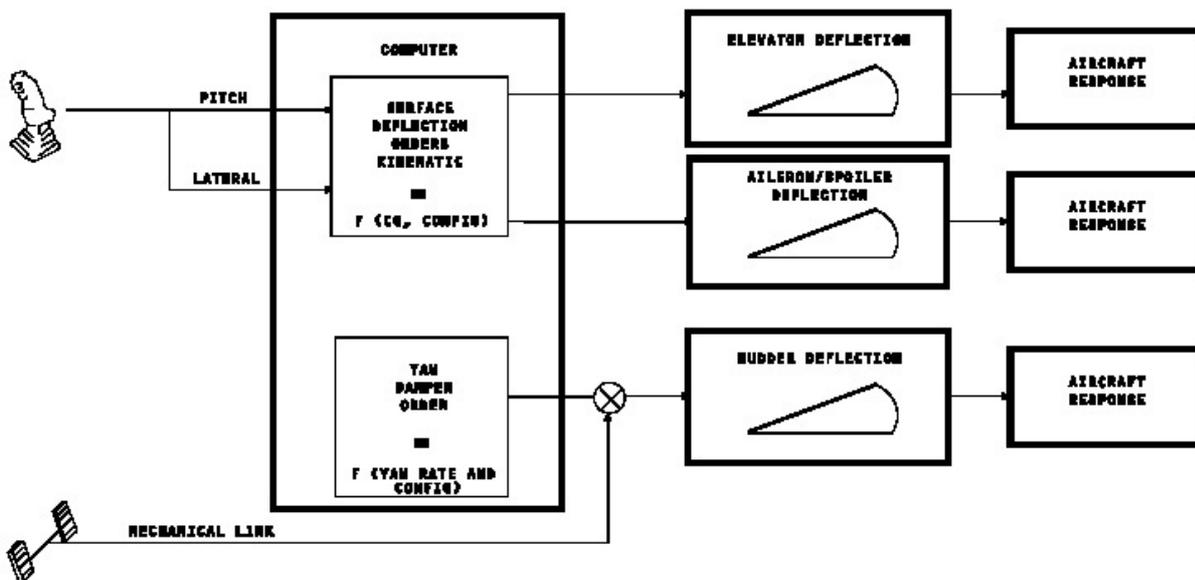
*Alternate Law senza protezioni*

## DIRECT LAW

La Direct Law è automaticamente attivata a terra. In volo è attivata solo in caso di failures, se le Normal e Alternate Laws non possono più essere eseguite. In questa modalità si ha una relazione diretta tra stick e superfici di controllo, la deflessione del sidestick è proporzionale ai movimenti delle superfici (come sui velivoli tradizionali). In Direct Law tutte le protezioni sono perse.



*Direct Law*



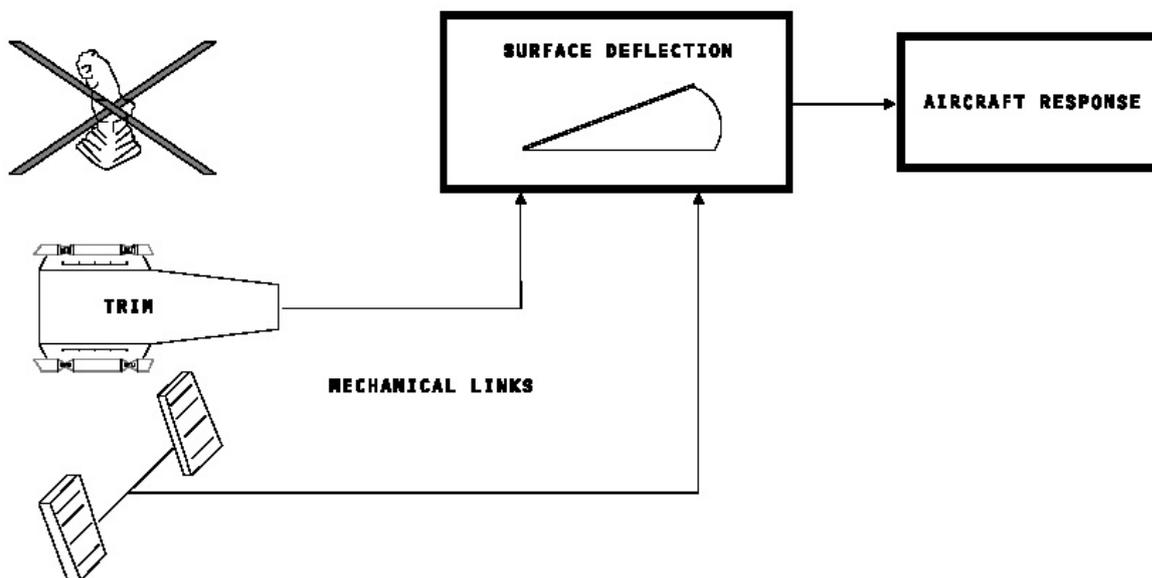
*Direct Law – Principio di funzionamento*

## MECHANICAL BACK-UP

Il mechanical back-up permette di controllare l'aereo in caso di una temporanea perdita completa di energia elettrica o dei flight controls computer.

Il controllo longitudinale è possibile usando le trim wheels (che come già detto agiscono sul THS), con gli elevatori a deflessione zero.

Il controllo laterale si effettua con i pedali, che agiscono sul rudder.



*Mechanical Back-up*

## SIDE STICK OPERATION AND PRIORITY

Il side stick del comandante e del F/O sono simili: le loro caratteristiche ergonomiche sono adattate per l'uso con la mano sinistra per lo stick del comandante, e per l'uso con la mano destra per lo stick del F/O.

Quando il side stick non è usato, è mantenuto in posizione neutra da un sistema di molle.

## PRIORITY LOGIC

Questa logica è implementata nei Flight Controls Computers (ELACs e SECs).

Quando un sidestick viene mosso, invia un segnale elettrico ai computers del sistema, relativamente alla sua deflessione, ed i computers, in base alle regole (le Laws di cui parlavamo prima), muoveranno le superfici in modo da ottenere il comando voluto.

Se entrambi i side stick vengono mossi senza nessuna azione sui priority switch, le due priority lights verdi (CAPT e F/O) si attivano lampeggiando, e l'indicazione vocale "DUAL INPUT" è generata ogni 5 secondi, fino a che entrambi i side stick rimangono deflessi (è da sottolineare però che l'avviso vocale "DUAL INPUT" non è operativo su tutti gli aeromobili A320 family in circolazione).

Quando vengono mossi entrambi nella stessa direzione, il segnale è sommato algebricamente; chiaramente l'azione sarà limitata dalla surface maximum deflection.

Se i side stick vengono mossi in direzione opposta, la risultante sarà la differenza tra i due. Quindi, ad esempio, se un side stick è mosso a picchiare con un certo spostamento, e l'altro è mosso a cabrare con uno spostamento esattamente uguale (ma evidentemente in direzione opposta), la superficie rimarrà ferma.

Chiaramente muovere entrambi i sidestick non è una procedura raccomandata durante il pilotaggio del velivolo.

E' corretto invece che chi vuole effettuare una correzione prema il priority switch sul suo side stick (detto anche *Take Over Pushbutton*); questa operazione disattiva temporaneamente il side stick opposto. Una freccia rossa si illuminerà di fronte al pilota il cui sidestick è disattivato, la luce verde ("CAPT" o "F/O") si illuminerà di fronte al pilota che ha il controllo se lo stick disattivato non è in neutral position. Quando lo stick disattivato viene posto in neutral position, la luce verde si spegne.

Premendo per almeno 40 secondi il take over pushbutton si disabilita permanentemente l'altro side stick (la freccia rossa sarà sempre presente dalla parte del sidestick disabilitato): per uscire da un permanent disabled entrambi i takeover pushbutton vanno premuti insieme.

Se l'autopilota è attivato, esso può essere disattivato premendo uno dei take over pushbutton: l'autopilot può anche essere disattivato applicando una forza sul side stick sopra una certa soglia.

## CONCLUSIONI

Con questo lavoro si è voluto illustrare alcuni concetti generali e il funzionamento di un sistema Fly By Wire, analizzando il sistema attualmente più diffuso. Sono evidenti i vantaggi che tale sistema presenta nella condotta del volo e nella sicurezza dello stesso. La forte ridondanza con cui è progettato, dona al sistema una notevole robustezza e la capacità di superare eventuali failure anche multiple senza compromettere la sicurezza del velivolo.

Senz'altro il sistema Fly By Wire introdotto da Airbus nel velivolo A320 ha rappresentato una delle più grandi innovazioni degli ultimi anni di storia aeronautica.

## ACKNOWLEDGMENTS

*Alcune immagini di questo approfondimento sono proprietà di Airbus Industrie e pertanto ne è vietata la riproduzione.*

*Paolo "JT8D"*

*Copyright 2008 MD80.it*

