

Consideraciones de Diseño del Fly-By-Wire del Boeing 777

© Lorena Estévez Cuadrado
Máster en Ciencia y Tecnología desde el
Espacio

Cedido para publicar en
www.SandGlassPatrol.com

RESUMEN

Las nuevas tecnologías en los sistemas de control de vuelo seleccionados para el Boeing 777 son el Fly-By-Wire (FBW), el bus de datos ARINC 629 y el concepto de Mantenimiento Retrasado.

El FBW debe alcanzar altos niveles de integridad funcional y disponibilidad. La clave del concepto del FBW es el uso de triple redundancia en todos los dispositivos hardware.

Acrónimos

FBW: Fly – By – Wire

LRU: Line Replaceable Units

PFC: Primary Flight Computer

ADIRS: Air Data Inertial Reference System

AIMS: Airplane Information Management System

ACEs: Actuator Control Electronics units

ADIRU: Air Data Inertial Reference Unit

SAARU: Secondary Attitude and Air Data Reference Unit

AFDC: Auto Pilot Flight Director Computer

1. INTRODUCCIÓN. NUEVAS TECNOLOGÍAS EN LOS CONTROLES DE VUELO DEL 777

Los sistemas de control electrónico se vienen usando en la aviación comercial desde hace más de 40 años. El Concorde introdujo el uso de sistemas electrónicos para manipular los controles hidráulicos. La experiencia europea en la aplicación del Fly-By-Wire (FBW) es de unos 30 años. Con la entrada en servicio del A320, se definió un nuevo estándar de FBW en el control de vuelo e integración de sistemas. EEUU se estaba quedando atrás en este campo, por lo que Boeing se embarcó en un proyecto sin precedentes: la construcción de un avión totalmente controlado por FBW y completamente diseñado e integrado por ordenador. El Boeing 777 es el primer avión comercial fabricado por Boeing que emplea FBW como sistema primario de control de vuelo. Este avión no solo fue un avance en cuanto a tecnología si no también en cuanto a gestión.

El fundamento del FBW, o sistema de pilotaje por mando eléctrico, se basa en que las instrucciones de mando dadas por el piloto (o por el piloto automático) se envían a las superficies aerodinámicas de control mediante señales eléctricas en lugar de conexiones mecánicas.

El propósito de este trabajo es describir las nuevas tecnologías empleadas directa e indirectamente en el Sistema Primario de Control de Vuelo del 777, haciendo hincapié en las consideraciones de diseño del FBW.



Figura 1. Boeing 777

Las nuevas tecnologías empleadas en la aviónica del 777 son:

- Control de vuelo electrónico o FBW.
- ARINC 629 bus o DATAC bus.
- El concepto de mantenimiento retrasado de los Line Replaceable Units (LRU): Primary Flight Computer (PFC), Air Data Inertial Reference System (ADIRS) y Airplane Information Management System (AIMS).

El diseño del FBW del 777 tiene su origen en el diseño del 7J7, avión de corto/medio alcance propuesto por Boeing a principios de los 80, que nunca llegó a construirse.

El bus ARINC 629 comunica todos los sistemas que controlan las funciones de control de vuelo. Cada bus ARINC 629 está aislado, tanto física como eléctricamente, de los otros dos, y además no están sincronizados. Las características autónomas y asíncronas de los buses ARINC 629 son compatibles con los requisitos de seguridad del FBW de Boeing.

La filosofía de diseño para mantener la seguridad del FBW del 777 considera las siguientes restricciones:

1. Fallos en modo común y en áreas comunes (common mode/common area faults).
2. Separación por componentes, es decir, de los LRU.
3. Separación funcional.

4. No-Semejanza.

5. Efecto del FBW en la estructura.

La arquitectura del PFC está basada en el concepto de triple no-semejanza en los procesadores y en las interfaces asociadas al procesador, así como en los compiladores ADA.

Las rigurosas pruebas matemáticas de los algoritmos necesarios para resolver el problema bizantino no se pueden aplicar a cualquier sistema triple redundante. La arquitectura del PFC del 777 soluciona este problema de dos formas:

- Los requisitos del bus ARINC 629 se desarrollaron junto con los de los sistemas a los que se conecta.
- El PFC proporciona redundancia necesaria para encargarse de las causas principales de la asimetría funcional y de la comunicación asimétrica.

2. SISTEMA PRIMARIO DE CONTROL DE VUELO

El FBW del 777 controla los actuadores eléctricos y electrohidráulicos mediante comandos transmitidos eléctricamente y proporciona control manual y automático del avión en los ejes de cabeceo (pitch), guiñada (yaw) y alabeo (roll).

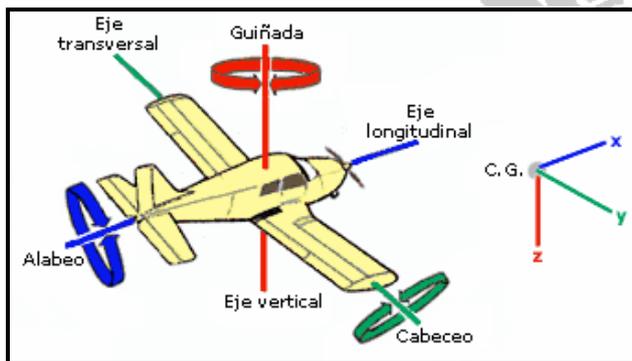


Figura 2. Ejes del avión y movimientos sobre ellos

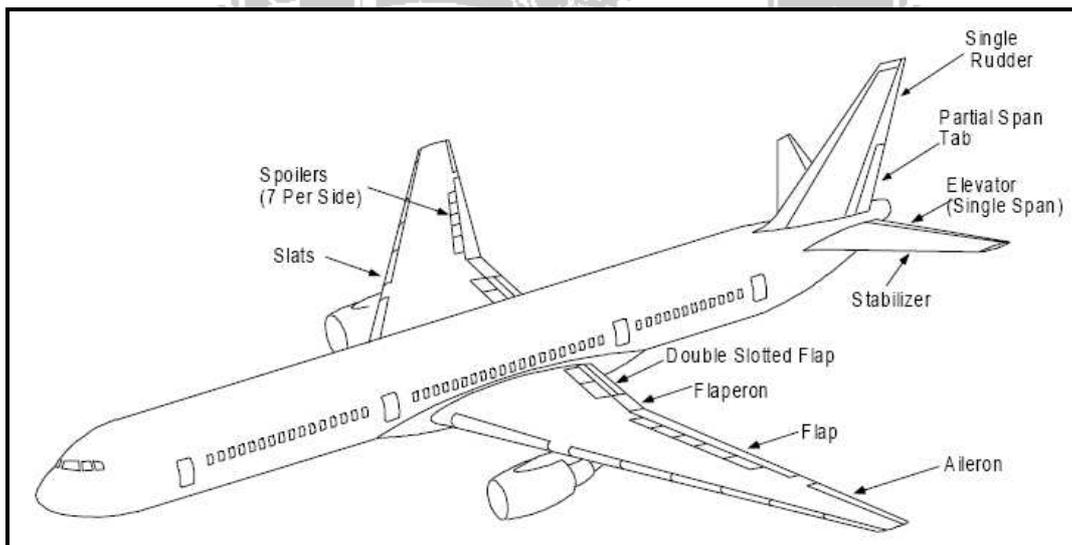


Figura 3. Superficies de control de vuelo

Los comandos del piloto se introducen en el sistema a través de los controles y se transmiten eléctricamente y son procesados para ser aplicados sobre las superficies de control de vuelo:

- Los timones de profundidad y el estabilizador horizontal controlan el movimiento de cabeceo.
- Los alerones y flaperones, junto con los spoilers controlan el alabeo. Los spoilers también controlan el frenado.
- La guiñada se controla mediante el estabilizador vertical.

2.1 Arquitectura del FBW

La arquitectura del FBW soporta tres modos de operación:

- Modo Normal
- Modo Secundario
- Modo Directo

Modo Normal:

Los comandos del piloto se introducen en el sistema mediante las columnas de control, volantes, pedales y palancas. Los múltiples transductores de posición de cada controlador interpretan los comandos del piloto para las unidades de control electrónico del actuador (ACEs).

Los ACEs transforman las señales analógicas en señales digitales y las transmiten a los PFCs mediante buses redundantes ARINC 629. Los PFCs reciben los datos inerciales del aire de la unidad de referencia inercial de datos del aire ADIRU y de la unidad de referencia secundaria de actitud y datos del aire SAARU. Los PFCs usan estos datos junto con los inputs del piloto para calcular los comandos de posición de las superficies de control. Estos comandos se transmiten a los ACEs mediante los buses ARINC 629.

Los ACEs reciben los comandos digitales del PFC y los convierten en analógicos. Mediante estos comandos analógicos se controlan los actuadores eléctricos y electrohidráulicos de las superficies de control.

Modo Directo:

El Modo Directo se selecciona mediante un interruptor del panel de instrumentos o como resultado de la detección por parte de los ACEs de comandos no válidos de los PFCs. En el Modo Directo, los ACEs usan directamente los comandos analógicos del piloto para generar los comandos de las superficies de control.

Modo Secundario:

Los PFCs entran en Modo Secundario cuando no se dispone correctamente de los datos inerciales o del aire o cuando los ACEs están en Modo Directo.

2.2 Electrónica avanzada del FBW: LRUs

La electrónica de control del FBW está implementada en dos grandes LRUs: el PFC y el ACE, conectados mediante los buses de datos de control de vuelo.

Actuator Control Electronics (ACEs)

Cuatro ACEs proporcionan la interfaz entre la parte analógica (comandos de la tripulación, actuadores electrohidráulicos y actuadores eléctricos) y la digital (buses de datos, PFCs, AFDCs, etc.) del FBW.

Los ACEs proporcionan excitación y demodulación a todos los transductores de posición y el servo bucle de cierre para todas las superficies de control y actuadores. Cada ACE contiene tres terminales que se comunican con el bus ARINC 629.

En Modo Directo, los ACEs no responden a los comandos del bus digital, si no que proporcionan leyes de control analógico directamente a los actuadores de las superficies de control.

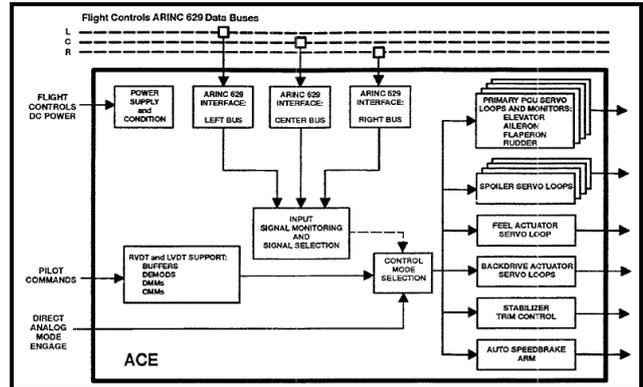


Figura 4. Actuator Control Electronics

La siguiente figura muestra la distribución de energía hidráulica a las superficies de control a las que ACEs proporciona control eléctrico.

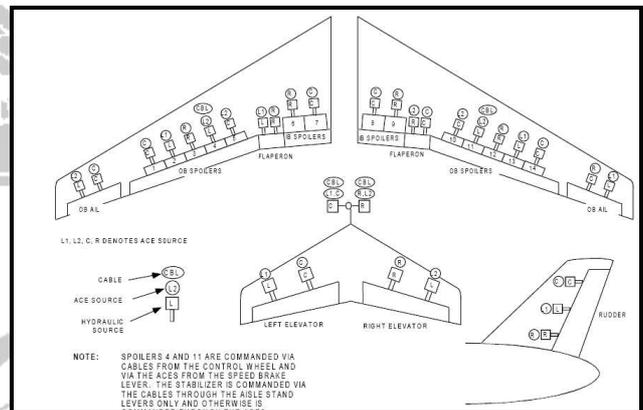


Figura 5. Controles de vuelo hidráulicos

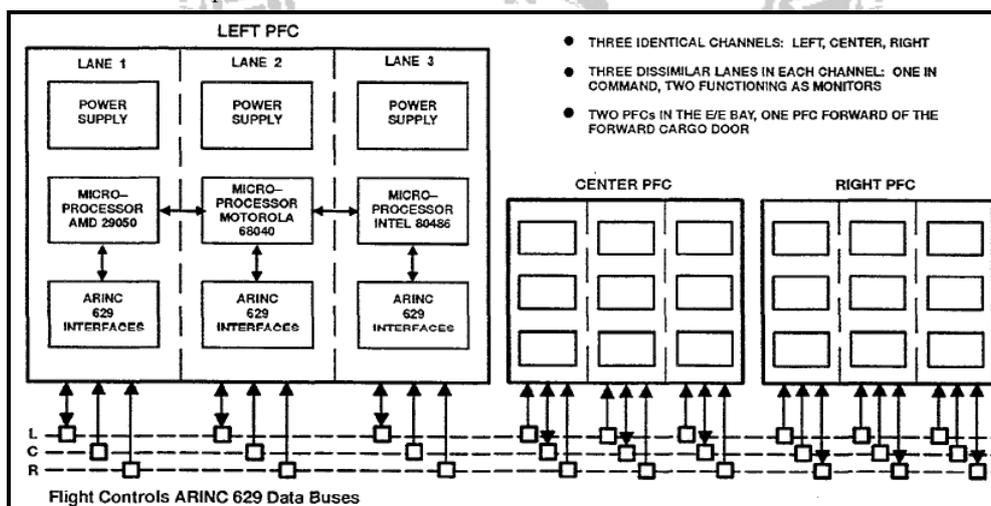


Figura 6. Arquitectura de canales del PFC

Primary Flight Computers (PFCs)

Tres PFCs proporcionan la triple redundancia computacional para el sistema de control de vuelo primario. Cada PFC recibe los datos de los tres buses de datos, pero los transmite únicamente a través de su bus asociado. Cada PFC tiene tres vías de cómputo internas y las interfaces de cada vía con los tres buses de datos requieren de un hardware específico. Cada canal del PFC tiene vías de procesamiento distintas y software codificado en ADA usando tres compiladores de ADA distintos. Además, cada canal incluye tres terminales ARINC 629 y acopladores para comunicarse con

los buses de datos. Cada canal tiene su propio microprocesador y su fuente de energía.

2.3 Bus de datos digital ARINC 629

El bus de datos ARINC 629 es un bus de transmisión de datos digital bidireccional. Permite que haya múltiples transmisores con acceso autónomo. Más de 120 usuarios se pueden conectar simultáneamente, los usuarios se comunican con el bus mediante un acoplador y un terminal.

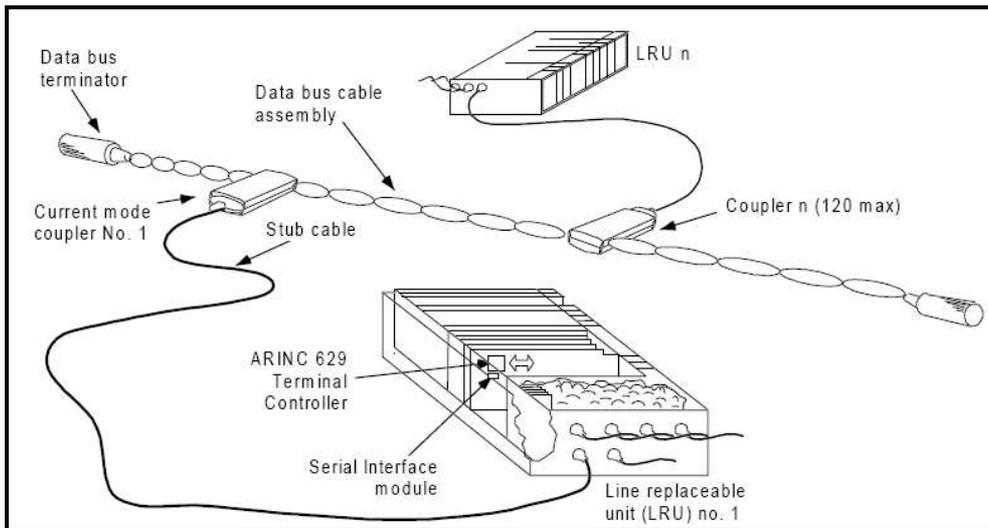


Figura 7. Conexión de los sistemas al ARINC 629

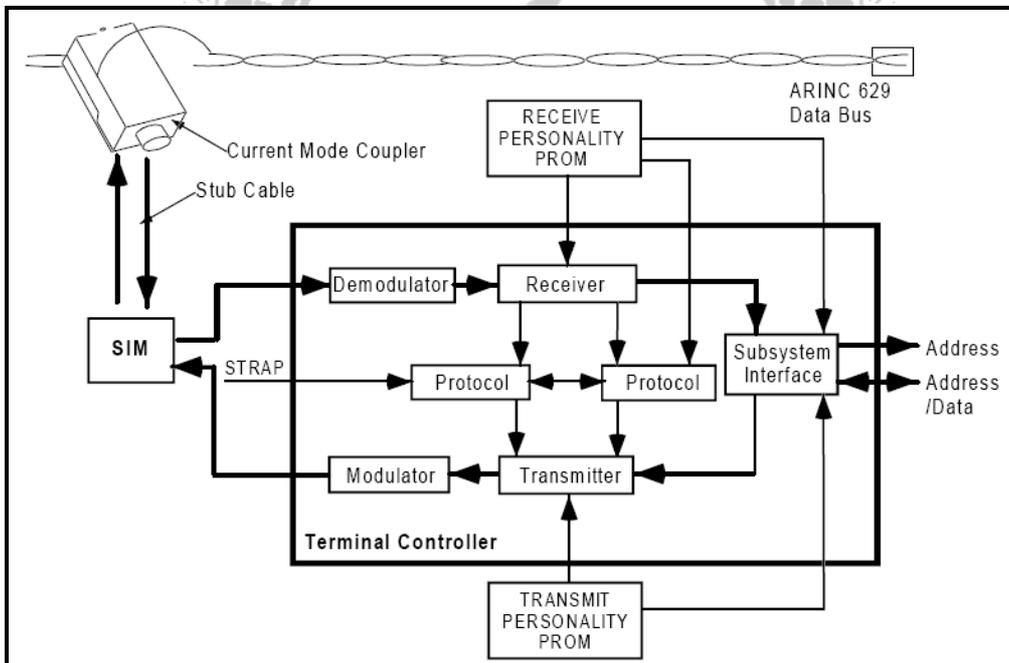


Figura 8. Diagrama funcional de bloques del ARINC 629

El acceso terminal es autónomo. Los terminales reciben datos del bus y esperan al momento adecuado para transmitir. No puede estar transmitiendo más de un terminal al tiempo. Una vez que el terminal termina la transmisión, tres protocolos diferentes de timer se emplean para asegurarse de que dicho terminal no va a volver a transmitir antes de que tengan oportunidad de hacerlo el resto de terminales.

Los datos entran a través del demodulador y se chequean en busca de fallos. El circuito receptor controla las etiquetas entrantes y determina qué hilos son necesarios. Los datos que necesitan los usuarios se envían al subsistema de interface y a los usuarios.

Los requisitos del bus ARINC 629 como parte del FBW son los siguientes:

- Requisitos de disponibilidad del bus de datos.
- Tolerancia ante errores de 1 entre 10^8 bits.
- Tolerancia ante operaciones aperiódicas del bus.
- Requisitos de transmisión que proporcionen datos de salida "frescos" y sin divisiones.
- Algoritmos comunes de detección de errores CRC (Cyclic Redundancy Check).

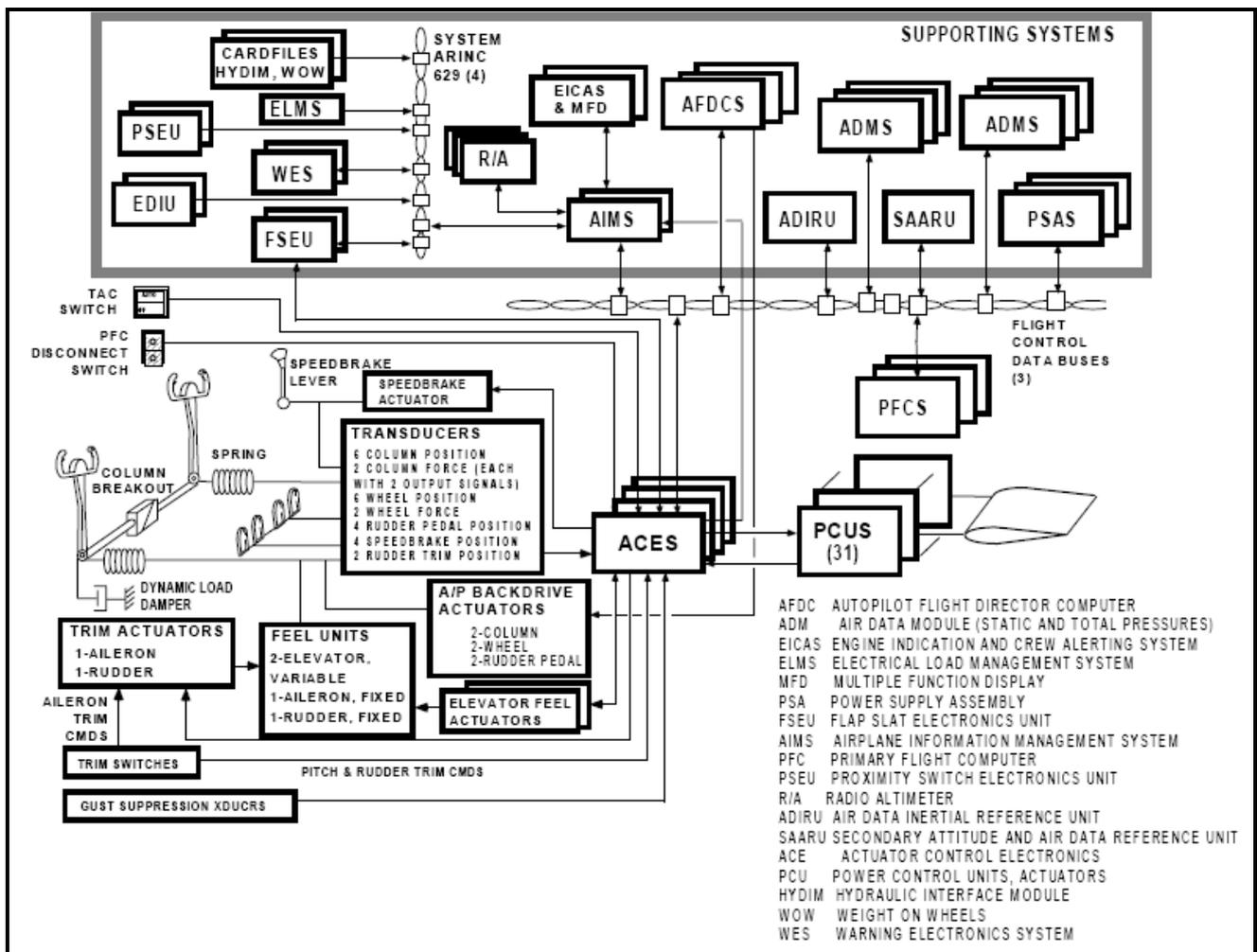


Figura 9. Esquema del Sistema Primario de Control de Vuelo del 777

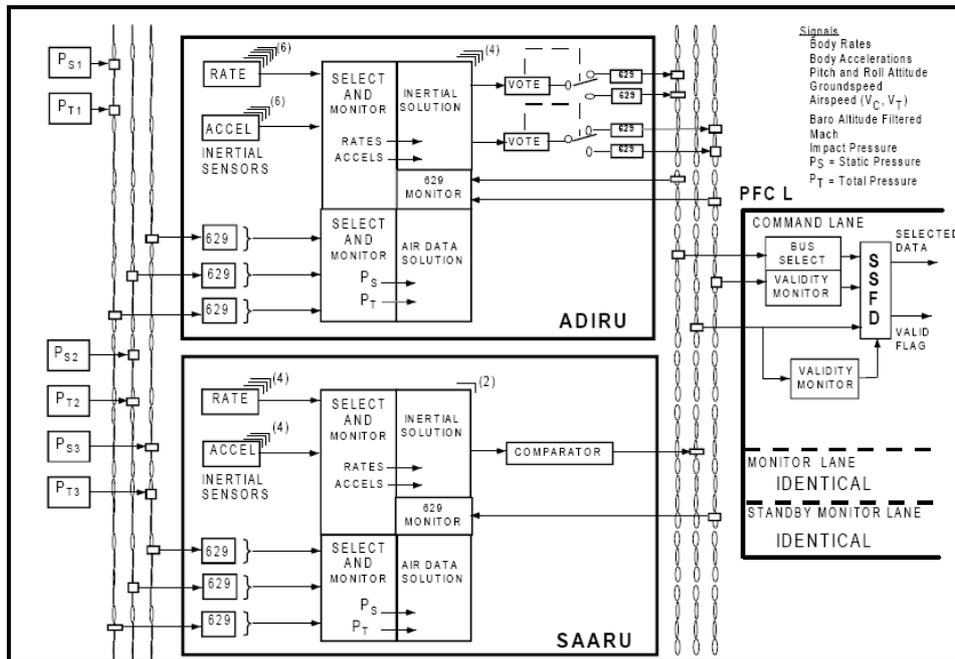


Figura 10. Redundancia de ADIRU/SAARU

2.4 Mantenimiento Retrasado

El mantenimiento retrasado es un concepto deseado por las líneas aéreas para mejorar la fiabilidad de las aeronaves. Requiere la necesidad de un diseño tolerante al fallo para la mayoría de los sistemas aviónicos digitales, como el PFC, ADIRS y AIMS. Se basa en el estudio del coste del ciclo de vida para un nivel de redundancia óptimo para la línea aérea. Como consecuencia, la reparación de fallos de hardware aleatorios puede ser aplazada convenientemente, reduciendo así los retrasos o cancelaciones.

Air Data Inertial Reference System (ADIRS)

El sistema consiste en un tubo de pitot tradicional triple redundante y unos puertos estáticos, cuyas señales se convierten en señales eléctricas en los Air Data Modules, instalados cerca de los puertos. La señal digital se envía a través del bus ARINC 629 hasta ADIRU y SAARU, donde son procesados.

Airplane Information Management System (AIMS)

AIMS es el elemento decisivo para las siguientes funciones: control de vuelo, control del empuje, display, comunicación de datos, mantenimiento central, monitorización de la condición de la aeronave, grabación de datos del vuelo y puerta de acceso de los datos digitales.

AIMS se comunica con la mayoría de los sistemas aviónicos de la aeronave. Estas interfaces se implementan a través de diferentes medios, como los buses ARINC 629 y ARINC 429.

3. RESTRICCIONES DE DISEÑO DEL FBW

La filosofía de diseño y seguridad del FBW del 777 tiene las siguientes restricciones:

1. Fallos en modo común y en áreas comunes.
2. Separación por componentes.
3. Separación funcional.
4. No-Semejanza.
5. Efecto del FBW en la estructura.

3.1 Fallos en modo común y en áreas comunes

La susceptibilidad de la aeronave a daño en modo común y en áreas comunes está condicionada al diseño del sistema, cumpliendo los requisitos de separación tanto funcional como de componentes, incluyendo criterios que hagan que las instalaciones sean resistentes a errores del personal de mantenimiento o malos usos.

El diseño y la instalación del FBW se han desarrollado teniendo en cuenta las siguientes consideraciones, entre otras:

- Impacto de objetos
- Fallos eléctricos
- Fallos de suministro eléctrico
- Entorno electromagnético
- Impacto de rayos
- Fallos hidráulicos
- Daños estructurales

3.2 Separación por componentes

La filosofía de diseño del FBW conduce a la separación y aislamiento de los elementos de control de vuelo redundantes, incluyendo los LRUs, el cableado asociado y las líneas hidráulicas, tanto como sea posible. De esta forma se minimiza la posibilidad de pérdida de la funcionalidad en fallos en modo común o en áreas comunes, y previene los fallos de otros sistemas afectados por el FBW.

Las condiciones de diseño necesarias en la separación de componentes son las siguientes:

1. Múltiples puertos para LRUs redundantes
2. Separación física de LRUs redundantes
3. Separación y protección ante colisiones de objetos en el equipamiento de cabina y cableado.
4. Separación de las líneas eléctricas e hidráulicas a través de la estructura de la aeronave.

3.3 Separación funcional

La energía eléctrica se distribuye entre el PFC y los LRUs del ACE de forma que se proporcione la máxima separación, tanto física como eléctrica entre los buses eléctricos de control de vuelo izquierdo (L), central (C) y derecho (R).

La asignación funcional del bus ARINC 629 está alineada con la asignación de energía eléctrica (L/C/R). Aunque los PFCs y ACEs reciban datos de los tres buses ARINC 629, solo el L PFC (L ACE) puede transmitir al L ARINC 629, el C PFC (C ACE) al C ARINC 629 y el R PFC (R ACE) al R ARINC 629. Así se evitan fallos en la transmisión del ARINC 629 o fallos eléctricos L/C/R debidos a interrupciones de más de un bus ARINC 629.

El control funcional del actuador ACE es distribuido para maximizar la controlabilidad en los tres ejes tras una pérdida de funcionalidad de algún ACE o subsistema.

Los sistemas hidráulicos están también alineados con las funciones del actuador para proporcionar la máxima controlabilidad tras la pérdida de energía hidráulica en uno o dos sistemas. En general, los componentes electrónicos alimentados por el bus eléctrico de control de vuelo L/C/R controlan a los componentes alimentados por el sistema hidráulico L/C/R.

3.4 No – Semejanza

Algunos de los métodos usados para conseguir la no-semejanza se exponen a continuación, como complemento a los procesos de desarrollo y análisis a los que se somete a cada LRU.

1. PFC: microprocesadores y compiladores no-semejantes.
2. ACE: funciones de control y monitorización no-semejantes.
3. Datos inerciales: ADIRU/SAARU no-semejantes.
4. AFDC (piloto automático): hardware con doble no-semejanza y experiencia en-servicio.
5. ARINC 629: proceso de desarrollo y ACE en Modo Directo que evita usar el ARINC 629.

3.5 Efecto del FBW en la estructura

Los fallos de componentes del FBW pueden dar lugar a una oscilación o sobrecarga en el movimiento de las superficies de control que puede tener un efecto negativo en la estructura de la aeronave. Los requisitos estructurales se analizan en todos los componentes del FBW.

4. DISEÑO DE LA ARQUITECTURA DEL PFC DEL 777

4.1 Requisitos de seguridad del PFC

Los requisitos de seguridad aplican a los fallos del PFC que impiden el vuelo y aterrizaje seguros, e incluyen fallos pasivos (pérdida de funcionalidad sin efectos inmediatos significativos) y fallos activos (pérdida de funcionalidad con efectos inmediatos significativos).

La probabilidad de fallos por hora de vuelo es de 10^{-10} para requisitos de integridad funcional (fallos activos que afectan a la estructura del 777) y para requisitos de disponibilidad funcional (fallos pasivos).

- 1) El PFC debe ser diseñado para cumplir con los requisitos nominales de seguridad del 777, para las siguientes configuraciones:
 - a) Todas las vías de los sistemas del PFC operativas.
 - b) Cualquier única vía del PFC inoperativa.
- 2) El PFC debe ser diseñado para cumplir con una probabilidad de fallos de 10^{-10} por operación de aterrizaje automático, para las siguientes configuraciones:
 - a) Cualquier única vía inoperativa de uno, dos o los tres PFC.
 - b) Cualquier PFC inoperativo.
 - c) Cualquier PFC inoperativo en combinación con una única vía inoperativa en alguno o en los dos restantes PFCs.
 - d) Todas las vías operativas.
- 3) El PFC debe ser diseñado para cumplir con los siguientes requisitos de seguridad:
 - a) Ningún fallo, incluyendo fallos en modo común del hardware, a pesar de la probabilidad de ocurrencia, debe desembocar en una transmisión errónea sin que haya una indicación del fallo.
 - b) Ningún fallo, incluyendo fallos en modo común del hardware, a pesar de la probabilidad de ocurrencia, debe desembocar en la pérdida de funcionalidad de más de un PFC.

4.2 Arquitectura triple – triple redundante del PFC

Los microprocesadores son los dispositivos hardware más complejos. Para los PFCs se han seleccionado los siguientes:

- INTEL 80486
- Motorola 68040
- AMD 29050

Los distintos microprocesadores llevan distintas interfaces y distintos compiladores ADA.

La selección de tres canales PFC y triple no semejanza es la evolución natural del concepto del FBW de usar triple redundancia en todo el hardware: sistema de cómputo, energía eléctrica de la aeronave, energía hidráulica y vías de comunicación.

El concepto de mantenimiento retrasado exige un diseño del PFC tolerante ante fallos que consiste en vías extra en el hardware para cumplir con los requisitos de seguridad. La triple-triple redundancia proporciona hardware extra para las funciones del FBW y del aterrizaje automático.

5. SEGURIDAD Y TOLERANCIA AL FALLO

El objetivo de seguridad es demostrar que el avión es capaz de volar con un PFC inoperativo y que en este estado es capaz de superar:

- Pérdida completa de control: extremadamente improbable.
- Reducción significativa de maniobrabilidad: remota.

Los tests han demostrado que es posible mantener un control seguro en cualquier configuración, incluso fuera de la envolvente de vuelo de la aeronave, usando simplemente el estabilizador vertical para la guiñada y alabeo y el estabilizador horizontal para el cabeceo.

El análisis de seguridad está desarrollado para cubrir todos los fallos importantes del FBW, incluyendo fallos aislados, fallos implícitos y combinaciones de fallos a nivel de los LRUs.

Los requisitos específicos del PFC en cuanto a seguridad ya se han mencionado en la sección 4.1.

Los análisis muestran que la probabilidad de fallo es consistente con su gravedad, y que todas las combinaciones de fallos que producen una catástrofe son extremadamente improbables.

La tolerancia es la capacidad que tiene el sistema de aguantar uno o múltiples fallos (de hardware o software) sin perder la funcionalidad o con una pérdida conocida o con un nivel más bajo de redundancia, siempre manteniendo el nivel de seguridad.

La probabilidad de fallo, especificada por la norma FAR 25.1309 para un vuelo crítico es menor de 10^{-9} por hora de vuelo.

El 777 usa software en lugar de hardware para conseguir la tolerancia a fallos mediante la redundancia analítica. En el caso de que falle un sensor, por ejemplo, la redundancia analítica combina datos de los sensores restantes con datos de otras fuentes de la aeronave, usando algoritmos que calculan el valor más probable que se obtendría del sensor que ha fallado. Este dato calculado se

usa como si fuese un dato obtenido directamente del sensor. De la misma forma, si un actuador falla o se pierde una superficie de control, el resto de actuadores y superficies se pueden combinar para suplir la pérdida. La redundancia analítica es la clave de los sistemas de control de vuelo reconfigurables.

El software del 777, junto con el sistema operativo, es capaz de restaurar un proceso al que le falta una partición basándose en parámetros predefinidos que se establecen para cada tipo de partición. Con esta técnica, se ejecuta un modo de recuperación de fallos con un mínimo efecto sobre la estructura y maximizando la probabilidad de solucionar la condición de fallo. En el caso de fallos frecuentes o persistentes de hardware o software, el software es capaz de terminar un proceso específico de una partición, una partición específica, o un Core Processing Module, si se requiere por parte del análisis de seguridad del sistema.

La detección de fallos se realiza mediante varios procedimientos:

- Replicación (triple o superior) y votación
- Duplicación y comparación
- Auto-chequeo

Con replicación y votación, un circuito tolerante al fallo compara los resultados de los procesadores y si uno de los valores no coincide con el resto, se ignora dicho valor y el procesador que lo ha generado se apaga. Dependiendo del grado de tolerancia a fallos del sistema, se puede encender un procesador reserva o el sistema puede bajar un nivel de replicación o pasar al modo de duplicación y comparación. El procesador que ha fallado ejecuta un chequeo de auto-diagnóstico y si no se detectan fallos permanentes, vuelve al estado de activo.

Todas las interfaces críticas del Sistema Primario de Control de Vuelo del 777 usan múltiples inputs que se someten a votación. Empleando este tipo de métodos se asegura que el sistema es capaz de funcionar con uno o múltiples fallos y contenerlos de forma que el sistema permanezca operativo.

6. CONCLUSIONES

El sistema de control de vuelo FBW tiene varias ventajas respecto a los sistemas mecánicos:

- Reducción del peso del avión
- Integración de varios sistemas en un único sistema.
- Mejores características de manejo de la aeronave.
- Facilidad de mantenimiento.
- Facilidad de fabricación.
- Mayor flexibilidad al incluir nuevas funcionalidades.

La triple-triple redundancia es el concepto estrella del FBW del 777. Hay tres PFCs en el Sistema Primario de Control de Vuelo, cada uno de ellos con tres vías de cómputo idénticas, lo que supone un total de nueve canales de cómputo idénticos. Cualquiera de los tres PFCs puede fallar totalmente debido a un fallo de potencia o a algún otro fallo que afecte a las vías de cómputo, pero el Sistema Primario de Control de Vuelo no perderá su funcionalidad., los cuatro ACEs continuarán recibiendo comandos de los restantes PFCs.

© Lorena Estévez Cuadrado

www.SandGlassPatrol.com

El uso del FBW ha permitido mejorar el Sistema Primario de Control de Vuelo incluyendo características como:

- Protección ante el ángulo de inclinación.
- Compensación en el giro.
- Protección ante entrada en pérdida y exceso de velocidad.
- Control de cabeceo y aumento de la estabilidad.
- Compensación de empuje asimétrico.

Otro concepto a destacar es el hecho de que el 777 use software en lugar de hardware para conseguir la tolerancia a fallos mediante la redundancia analítica. Los sistemas de vuelo críticos necesitan de software tolerante a fallos para complementar el hardware tolerante a fallos. De esta forma, se consigue que la probabilidad de fallo para un vuelo crítico sea menor de 10^{-9} por hora de vuelo.

El Boeing 777 ha supuesto un gran avance en la aviación comercial, siendo el primer avión totalmente controlado por FBW y completamente diseñado e integrado por ordenador. Ha conseguido retos impensables hace 30 años, como el aterrizaje con piloto automático. Es, por tanto, la base sobre la que se diseñarán los aviones del futuro.

7. REFERENCIAS

- [1] Y. C. (Bob) Yeh. 1998. Design Considerations in Boeing 777 Fly-By-Wire Computers. Boeing Commercial Airplane Group.
- [2] Y. C. (Bob) Yeh. 1996. Triple-Triple Redundant 777 Primary Flight Computer. Boeing Commercial Airplane Group.
- [3] E. Uzuncaova y M. A. Ayala. 2003. Boeing 777 Flight Control System. Weapons Systems Software Safety Naval Postgraduate School, Monterey CA.

