F/A-18C
Manual Rápido de sistemas

Por: Timon -117th-

Version 0.7

INDICE

Contenido

INDICE 2

1.0 GENERAL 4

2.0 Motores 5

2-2 Sistema de Inducción de Aire 5

2.3 Engine Control System 5

2.4 Sistema de Ignición 6

2.5 Sistema de Lubricación 6

2.6 Engine Anti Ice. 6

2.7 Engine Crank Switch 7

2.8 Throttles (palancas de potencia) 7

2.10 Integrated Fuel/Engine Indicator (IFEI) Engine Display 8

2.11 Engine Monitor Display (EMD) 8

2.12 Sistema de alertas y alarmas del motor 10

2.13 Automatic Throttle Control (ATC) 11

3.0 Combustible 13

3.1 Sistema de Combustible 13

3.2 Presurización de los tanques de combustible. 14

3.3 Transferencia entre los tanques de combustible 15

3.4 Control del centro de gravedad (C.G.) 15

3.5 Tanques Externos 16

3.6 Suministro de Combustible a los motores. 17

3.7 Gs Negativas. 17

3.8 APU Combustible 17

3.9 Alarmas de Fuego Izq. y Der. 18

3.10 Advertencia “L/R FUEL HOT” 18

3.11 Fuel DUMP (arrojar combustible en vuelo) 18

3.12 Advertencia “FUEL LO” 18

3.13 Indicadores de Combustible 19

3.14 IFEI 20

3.15 Pantalla DDI de Combustible 21

3.16 Air Refueling (Repostaje Aéreo) 22
4.0 FLIGHT PERFORMANCE ADVISORY SYSTEM 22
5.0 Sistemas secundarios de energía 25
5.1 Airframe Mounted Accesory Drive (AMAD) 25
5.2 APU (auxiliary power unit) 26
6.0 Sistema eléctrico 27
6.1 Corriente eléctrica AC (alterna) 28
6.2 Corriente directa DC 30
6.3 Fuente de energía externa (via Ground COMM F10) 32
7.0 Hidráulico 33
7.1 Bombas y Depósitos 34
7.2 Válvulas 34
7.3 Acumuladores 35
8.0 Controles de Vuelo 37
8.1 General del FCS (Flight Control System) (Sistema de Control de Vuelo) 37
8.2 Superficies de vuelo Primarios 37
8.3 Controles de Vuelo 38
8.4 Limitador de fuerzas G 40
8.5 Modo Ejercitador de los actuadores. 41
8.6 Departure Warning Tone (Tono de advertencia para pérdida de control) 41
8.7 SPIN RECOVERY SYSTEM SRS (Sistema de Recuperación para Barrena) 42
8.8 Flight Control Computers (FCC) (Computadora para control de vuelo) 44
8.9 CAS Control Augmentation System (Sistema de aumentación en el control 45
8.10 DEL Direct Electrical Link (Conexión directa eléctrica) 46
8.11 MECH (sistema mecánico de control) 47
8.12 Controles secundarios de vuelo 48
8.13 FCC STATUS DISPLAY 50
9.0 Piloto Automatico. 50

Ver. 0.7 cambios

Se agregan más imágenes directamente del sim, se termina el capítulo 8.0 con CAS, DEL, MECH, mejora del índice, Títulos y arreglos generales al formato y dicción. (Pendiente Capitulo 9.0)

1.0 GENERAL

DCS F/A-18C

LOT 20 BLOCK 51 (10) 165399 thru 165408

The F/A-18C Hornet Es un avión de caza y ataque monoplaza construido por McDonnell Douglas Aerospace.
Dos Motores General Electric F404-GE-402, Turbofan con post-quemador.
Tiene (LEX) Leading Edge Extensions) montados desde la raíz del ala hasta la parte delantera de la cabina. Dos estabilizadores verticales con un Angulo de 20° desde el plano vertical. Las alas tienen flaps actuados hidráulicamente en la parte delantera (leading Edge) y en la parte trasera (Trailing Edge) del ala, asi como alerones también hidráulicos. El freno de aire esta ubicado en la parte superior y posterior del fuselaje entre los estabilizadores verticales. La cabina es presurizada y cerrada por un sistema de cerrado eléctrico. El APU (auxiliar power unit) es usado para el arranque de motores, en tierra el APU puede ser usado para suministrar aire, presión neumática, energía eléctrica y poder hidráulico a todos los sistemas de la aeronave.

Dimensiones

Span (de punta a punta del ala con Misiles)	40 feet 5 inches
Span (Alas Dobladas)	27 feet 6 inches
Longitud de Punta a cola	Length 56 feet
Altura (A la punta de los estabilizadores verticales)	15 feet 3 inches
Altura (A la cabina)	10 feet 6 inches
Peso Basico	24000 a 25000 lbs

SISTEMAS

2.0 Motores

El avión está equipado con dos motores General Electric F404-GE-402 con empuje militar de 10,900 lbs con un máximo de 18,000 con post quemador.

2-2 Sistema de Inducción de Aire

El (Air Induction System AIS) está diseñado para proveer aire al motor. El sistema tiene una geometría estática y una rampa de compresión que provee el correcto ángulo para choque con el aire en la mayoría de las velocidades MACH

NOTA: Vibraciones en el sistema de Inducción se pueden mostrar a velocidades mayores a 1.75 MACH

El AIS cuenta con puertas dentro del ducto de inducción (Inlet DOORS), estas operan eléctricamente, se abren a MACH 1.33 (acelerando) se cierran a Mach 1.23 (desacelerando) estas puertas son controladas automáticamente por la Computadora de Control de Vuelo (FCC)

2.3 Engine Control System

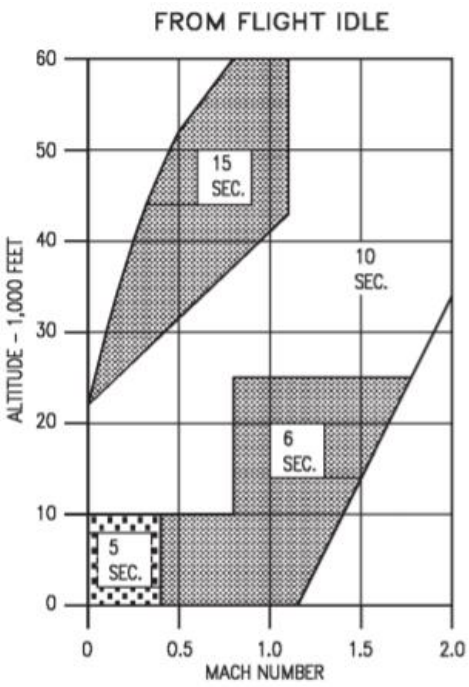
El sistema de control de motor (ECS) es el encargado de la operación de los motores consiste en; la palanca de potencias (Throttle), control principal de combustible), ECA (Control Eléctrico de ensamblaje) y control del postquemador.

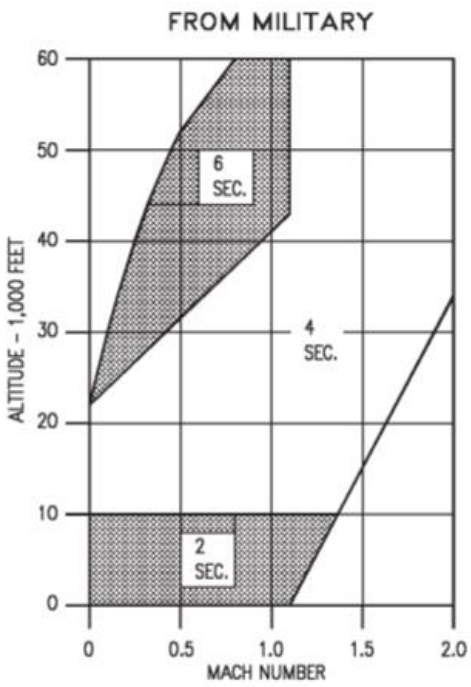
Las palancas de potencia están conectadas mecánicamente al ***Power Lever Control*** este a su vez brinda información al Control Principal de Combustible para distribuir el combustible solicitado.

Si el control automático de potencia está conectado(ATS auto Throttle), este le indica al Power Lever Control las necesidades de potencia y la palanca de potencia se mueve físicamente y automáticamente conforme a lo requerido.

Cuando la potencia es incrementada a la posición de postquemador, la activación de este es indicado por la apertura de las nozzles e incremento en el Fuel Flow. Esta transición puede tardar de 2 a 15 segundos. Dependiendo de la siguiente tabla.

Tabla Izq. muestra un avance de potencia de ralentí (idle) a Posquemador y tabla de la derecha de potencia militar a postquemador.





2.4 Sistema de Ignición

El sistema de ignición es independiente para cada motor, funciona para el encendido del motor cuando se pasa la palanca de potencia de OFF a IDLE (relenti) el sistema se enciende y queda encendido hasta que el motor alcanza 45% de RPM, También se enciende automáticamente en caso de un Flame Out (paro de motor) o cuando se selecciona la postcombustión y queda encendido hasta que se confirme que el postquemador ha encendido.

2.5 Sistema de Lubricación

Para enfriamiento de diferentes componentes y su lubricado, principalmente Automático, la presión es enviada eléctricamente a la cabina para indicación de PSI en instrumentos, en caso se perdida de presión de aceite traerá vibraciones, incremento en RPM y la eventual falla del motor

2.6 Engine Anti Ice.

El sistema anti-hielo usa parte de aire caliente en la sección de compresión.

Switch

ON Activa el sistema anti-Hielo

Off Apaga

TEST Realiza la prueba de detección y enciende la alerta **“INLET ICE”**

2.7 Engine Crank Switch

En la consola izquierda, tiene tres posiciones **L, OFF, R**, Durante el encendido colocar el switch en L o R arranca el motor correspondiente, el switch es sostenido eléctricamente en la posición L o R hasta que se alcancen velocidades de RPM autosustentables en la turbina, después regresa automáticamente a OFF

2.8 Throttles (palancas de potencia)

El movimiento de las palancas de potencia es transmitido mecánicamente a el Power Lever Controls (PLC), estos se encuentran montados en cada motor.

Los PLC convierten el movimiento mecánico lineal de las potencias en movimiento rotatorio para el control del combustible.

Durante operación de normal, Presión Neumática es suministrada por el ECS para ayudar en el movimiento físico de las palancas. (ECS Enviromental Control System) (Sistema de control ambiental)

Durante Operación Automática (ATC) Auto Throttle, el sistema de ayuda neumático es desactivado y las palancas se mueven automáticamente gracias a la conexión mecánica con el PLC.

El movimiento de OFF a IDLE (durante encendido) Abre las válvulas de encendido y activa la Ignición. La palanca de potencia tiene un seguro en la parte delantera que se debe levantar (Finger Lifts) ver Imagen. Este seguro se debe levantar para poder mover de IDLE a OFF.

Para alcanzar posquemador con el avión en tierra, la barra de catapulta (en la rueda de nariz) y el Hook retractados se debe levantar el seguro Finger Lifts para lograr pasar de Mil a MAX

El avión en tierra con la barra de catapulta o el Hook extendidos se puede pasar de MIL a MAX levantando el seguro o aplicando una fuerza de 32LBS.

Se tienen dos IDLE, uno para tierra y uno cuando el avión esta en el aire, el cual mantiene un RPM mas alto para evitar que se apague el motor.

NOTA: En caso de fuertes maniobras G es posible que entre el “Ground IDLE” en vuelo.

Mover de IDLE a OFF se cierran las válvulas de combustible y el motor se apaga.

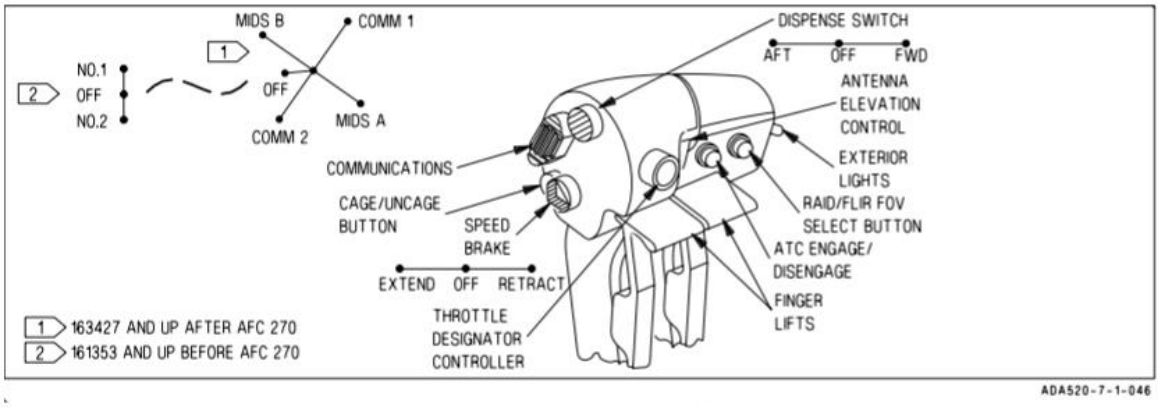


Figure 2-2. Throttle Grips

Switch de Contramedidas. (véase contramedidas)

Switch Adelante: Inicia programa semi automático o lanza Chaff (En modo C/F)
Atrás: Inicia el programa manual o lanza Flares en modo C/F
Centro: OFF

2.10 Integrated Fuel/Engine Indicator (IFEI) Engine Display

Indicador integrado de Combustible/Motor.

NOTA: Si uno de los parámetros esta en blanco o congelado, ese parámetro puede ser invalido y su respectiva alarma será inhibida.

El IFEI ubicado en la parte inferior del lado izquierdo del panel principal de instrumentos. Contiene dos pequeñas pantallas que muestran la siguiente información.

RPM Muestra el RPM del motor (N2) de 0 to 199%.

TEMP Temperatura de la turbina (EGT) de 0 a 1,999°C.

FF Muestra el flujo de combustible (Flujo en Posquemador no se muestra). Rango de 300 a 199,900 Lbs por hora. Cuando el FF es menor a 320 PPH, se muestra cero.

NOZ Muestra la posición de las toberas, de 0% a 100%.

OIL Presión de Aceite de 0 a 195 psi

2.11 Engine Monitor Display (EMD)

NOTA: Si uno de los parámetros está en blanco o congelado, ese parámetro puede ser invalido y su respectiva alarma será inhibida.

El EMD Monitor de Motor se puede acceder en cualquiera de las dos DDI (pantallas) vía MENU---ENG

INLET TEMP	Temperatura del Inlet en °C.
N1 RPM	Velocidad de los alabes en % rpm.
N2 RPM	Velocidad del Compresor en % rpm.
EGT	Temperatura de los gases de escape °C.
FF	Flujo de Combustible en Libras por hora
NOZ POS	Posición de las Toberas de escape en %.
OIL PRESS	Presión de aceite en PSi
THRUST	Potencia en %
VIB	Vibraciones en Pulgadas por Segundo
FUEL TEMP	Temp de Combustible °C.
EPR	Relación de presión entre el aire ambiental al frente de la inducción de aire contra la salida posterior de del motor (solamente se usa en tierra y estático)
CDP	Presión en PSI de descarga del Compresor
TDP	Presión en PSI de descarga en la turbina
RECORD	No Funcional (Graba los parámetros para mantenimiento)

DFIRS W/P Descarga los parámetros al MU para el personal de mantenimiento

2.12 Sistema de alertas y alarmas del motor

Las siguientes alertas relacionadas al motor pueden aparecer en el DDI

CAUTION (Alertas, que requieren inmediata atención del piloto)
Las alertas denotadas en *cursiva y subrayadas* irán acompañadas del audio "Engine left (right)" por parte del sistema de alarmas

ENG MATCH	Un motor es F404-GE-400 y el otro F404-GE-402. (no simulado)
L or R OVRSPD	Alabes o Compresor arriba de los límites de velocidad (RPM)
L or R EGT HIGH	Temperatura de los gases de escape (EGT) sobre los límites.
L or R IN TEMP	La temperatura en la entrada de aire del motor (INLET) esta sobre los límites, se puede recibir un falso positivo en caso de encontrarse detrás del escape de otro avión, el sistema se desactiva en tierra para evitar esto siempre y cuando las RPM se encuentren por debajo de 76%
L or R STALL	Se detecta un desplome (stall) dentro del motor
L or R FLAMEOUT	Paro de Motor, este sistema esta desactivado durante el encendido y en cualquier momento que el Throttle se encuentre por debajo de IDLE
INLET ICE	Se ha detectado condiciones de hielo en la entrada del motor
L or R DUCT DR	Las puertas de inducción (INLET DUCT DOOR) están cerradas arriba de Mach 1.33 o cerradas por debajo de Mach 1.23.
L or R OIL PR	Presión de Aceite fuera de limites
L or R BOOST LO	Baja presión en la bomba de combustible (AMAD)

ADVISORY (estas son solo alertas informativas, no de precaución o alarma)

L or R HEAT	El Sistema anti hielo del motor esta encendido

2.13 Automatic Throttle Control (ATC)

El control automático de potencia es un sistema que funciona en dos modos, en crucero para mantener una velocidad (cruise mode) y en aproximación para mantener un Angulo de ataque (AOA) (approach mode), esto lo logra modulando la potencia entre IDLE y MIL, No es capaz de cambiar automáticamente de modos (Cruise a APP o viceversa) tampoco es capaz de operar con un solo motor operativo.

El sistema opera directamente a través del PLC (power lever control unit) en los motores y las palancas de potencia (Throttle) responden a los cambios del PLC de acuerdo con lo requerido.

Al encenderse el ATC las potencias primero se reducirán un poco y se levantan seguros para evitar que el Throttle baje de Idle o suba de MIL. (se recomienda solo activar ATC entre IDLE y MIL)

ACTIVACION vía el botón ATC Engage/Disengage en la potencia. (ver MODOS abajo)

En el HUD la palabra ATC aparecerá en el HUD.

Desactivación

Si el ATC es desconectado la palabra ATC en el HUD parpadea por 10 segundos para después desaparecer.

Una fuerza de al menos 12 lbs debe ser aplicado en las palancas de potencia para desactivar el sistema. En caso de falla mecánica del sistema ATC, una fuerza de 68lbs debe ser aplicado para desactivarlo (la fuerza debe ser aplicada por 0.10 segundos)

Con el sistema activado cualquier cambio en los FLAPS hacia FULL el sistema se desconecta automáticamente.

NOTA: Con el ATC conectado y este manteniendo las potencias en MIL, no es posible desactivarlas empujándolas hacia adelante (MAX), debido a los seguros. Para desactivarlas en este caso deben ser reducidas de MIL con una fuerza de 12LBS por 0.10 segundos, una vez desconectado el ATC se podrá enviar directamente a MAX

MODOS

Aproximación.

Este modo se enciende cuando se presiona el botón “ATC Engage” en la potencia siempre y cuando los flaps se encuentren en HALF o FULL.

El sistema mantendrá un AOA correcto para la aproximación.

El sistema se desactiva automáticamente en cualquiera de los siguientes casos

Por el piloto

--Flap AUTO (arriba)
--WOW (Weight on Wheel) con el tren de aterrizaje en tierra
--FCS reversión en el sistema de control de vuelo a MECH o DEL
--Variación entre las palancas de potencia de 10° por mas de 1 segundo
--Virajes Superiores a 70°

Por Fallas o Errores.

--Cualquier Falla interna
--selección de GAIN ORIDE
--AOA Falla del Sensor
--Dos o mas Fallas en los flaps
--Extensión de flaps menor a 27°
--Falla física del botón ATC engage
--FCES canal 2 y 4 falla (eléctrico)

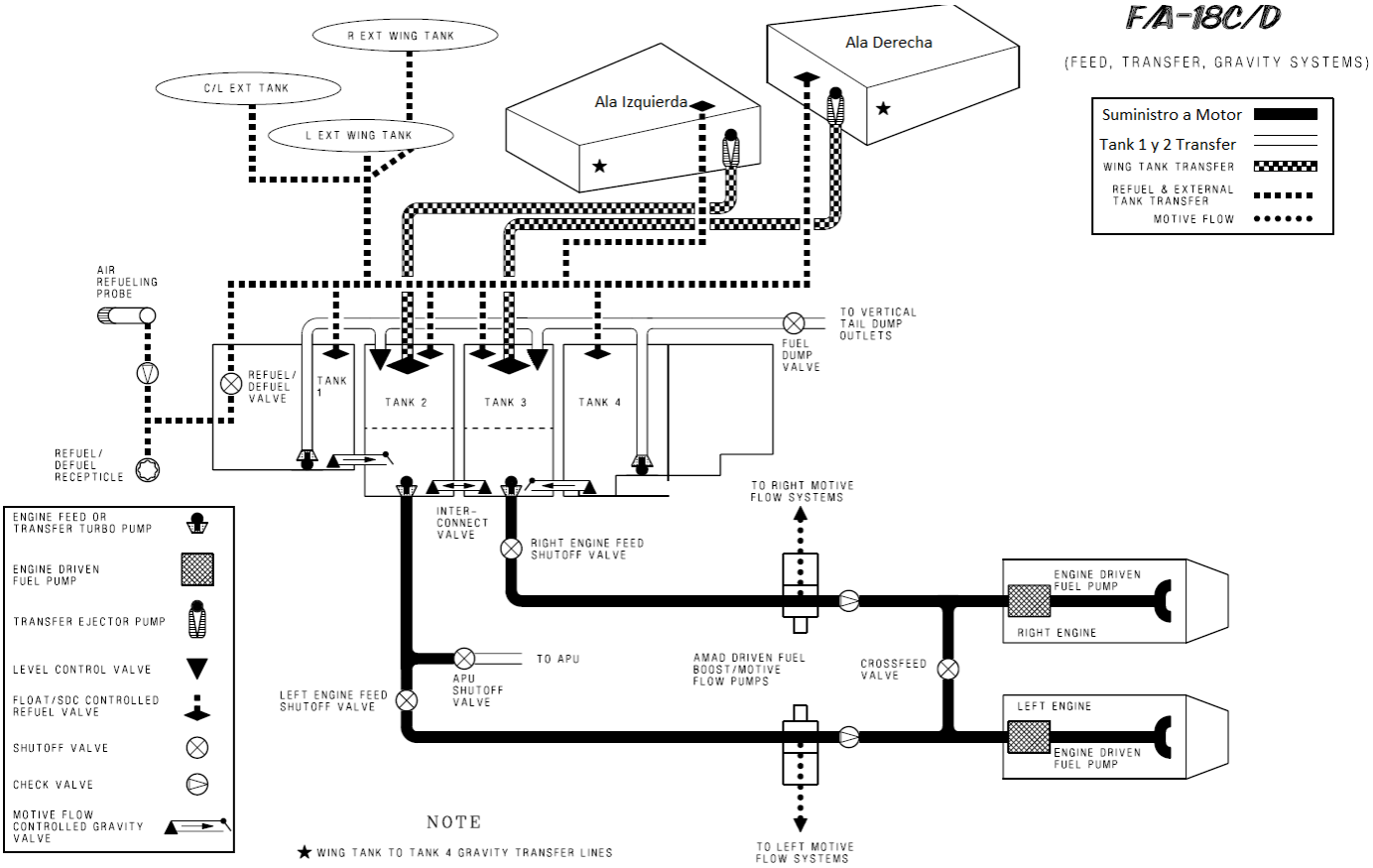
Crucero

El sistema se enciende de igual manera usando el botón ATC Engage en la potencia con los flaps en AUTO.
Cuando se enciende, el sistema mantendrá la velocidad actual.

El sistema se desactiva en los siguientes casos

Flaps HALF or FULL
ATC button fails
FCES channel 2 or 4 fails
FCS reversion to MECH or to DEL in any axis
Left and right throttle angles differ by more than 10° for more than 1 second
ADC true airspeed failure
ADC degrade
Any internal system failure

3.0 Combustible



3.1 Sistema de Combustible

General

El sistema de combustible se compone de 4 tanques internos, dos tanques en las alas y opcionalmente hasta 3 tanques externos.
Un indicador en Cabina en LBS
Todos los tanques pueden ser desde un solo punto de llenado (REFUEL RECEPTACLE) en tierra o en el aire por medio de la Probeta de reabastecimiento (Air Refuel Probe)

Los tanques internos de combustible #1 y #4 son tranques exclusivamente de transferencia.
Los Tanques internos #2 y #3 Son tanques para alimentación de motores (ver grafica)

La posición de los tanques le permite brindar suministro (con flujo limitado) por medio de gravedad incluso si las bombas de transferencia fallan.

Presión neumática proveniente del motor brinda presión para realizar la transferencia desde los tanques externos. Así como también esta misma presión realiza funciones de presurización en los tanques internos para tener presión positiva en ellos.

Un sistema de control de válvulas y flotadores son los encargados de controlar la recarga de combustible, este mismo sistema es el responsable de controlar la transferencia de combustible entre los tanques.

La transferencia se realiza de la siguiente manera.

Ala Izq. Transfiere a Tanque 2
Ala Derecha Transfiere a Tanque 3
Tanque 1 transfiere a Tanque 2
Tanque 4 Transfiere a Tanque 3

El sistema tiene la capacidad de soltar combustible por los ventilas en la parte alta de los estabilizadores verticales solamente de los tanques 1 y 4.

Los tanques internos se encuentran protegidos por medio de espuma en caso de fuego o explosión. La parte inferior de los tanques 2 y 3 son auto sellantes, Las líneas de combustible se encuentran dentro de los mismos tanques para protección dentro de lo posible.

3.2 Presurización de los tanques de combustible.

La presurización de los tanques es regulada por aire de los motores(Bleed Air) hacia los tanques internos para evitar el (Boil off) (Riesgo de ebullición) con grandes altitudes y para los tanques externos y así brindar transferencia de estos.

El sistema se presuriza siempre que haya presión neumática de los motores (Bleed Air), el sistema eléctrico este encendido, haya peso sobre las llantas (WOW) (el avión en tierra), la probeta de reabastecimiento aéreo este guardada y el HOOK o el tren de Aterrizaje esten arriba.

Los tanques externos de combustible se pueden presurizar en cualquier momento(para lograr que transfieran) seleccionando el switch de control en “ORIDE” (esto es para cuando no se cumplen todas los requisitos arriba mencionados ej. Cuando se tiene que usar los tanques externos con el avión en tierra)

Las advertencias del sistema de presurización de combustible son:

TK PRESS LO	Indica baja presión dentro del tanque arriba de 20,000 pies
TK PRESS HI	Indica alta presión en vuelo o los tanques están presurizados con el avión tierra.
VENT FUEL	Se observa en el DDI, indica que hay combustible en el sistema de ventilación
EXT TANK	Se observa en el DDI, indica que los tanques externos están presurizados en tierra

TK PRESS LO también se enciende cuando volando sobre 20,000 pies se extiende la probeta de reabastecimiento o cuando se extiende del tren de aterrizaje y el hook arriba de 20,000 pies.

NOTA: Con TANK PRESS LO y bajo nivel de combustible o temperatura alta en él, se corre el riesgo de evaporación del combustible. Con TK PRESS HI y maniobras G exageradas pueden dañar la estructura.

3.3 Transferencia entre los tanques de combustible

La transferencia normal de combustible se logra gracias a bombas de presión de tipo "MOTIVE FLOW" (una en cada tanque) que es un sistema sin partes móviles utilizando el principio "venturi" para generar el flujo deseado.

Estas bombas requieren de "Motive Flow" (de ahí su nombre) o flujo positivo de presión para funcionar, esta presión la obtienen del AMAD (Aiframe Mounted accesory Drive) que son bombas montadas en cada motor y son energizadas directamente por el motor.

El AMAD derecho brinda presión para la transferencia del ala derecha y del tanque 4
El AMAD izquierdo Brinda presión para transferencia del ala izquierda y del tanque 1.

En caso de falla en un AMAD se abre una válvula de cruce (crossfeed) un solo AMAD es capaz de alimentar con "motive Flow" todas las demás bombas para el normal funcionamiento.

El Flujo normal de combustible es el siguiente.

El combustible de las alas se usa primero. Este se transfiere del ala Izquierda al tanque #2 y del ala derecha al tanque #3.

Cuando los tanques en las alas se terminan y el nivel del #2 y #3 pasa por debajo de un sensor, se activa la transferencia de los tanques #1 y #4 .

El #1 alimenta al #2 y el #4 alimenta al #3.

La transferencia de los tanques #1 y #4 se detiene durante G Negativas.

Un Switch de control de daños para los tanques de las alas se encuentra en la cabina "INTR WING" con dos posiciones.

NORM	Provee transferencia normal de los tanques de las alas
INHIBIT	Cierra eléctricamente la bomba "Motive Flow" del ala, no se puede recibir combustible por la probeta de reabastecimiento aéreo o desde el tanque externo el combustible aun fluirá de modo limitado por gravedad directamente al tanque #4

Si una o todas las bombas fallan, todo el sistema interno se puede alimentar y transferir por gravedad, esta transferencia depende de la diferencia de presiones entre los tanques y la mayoría del combustible estará disponible, se puede requerir maniobras de "sideslip" para transferir de las alas o una actitud de nariz hacia abajo para transferir del #4 al #3.

3.4 Control del centro de gravedad (C.G.)

Debido a la posición de los tanques #1 y #4, la cantidad de combustibles en estos puede afectar gravemente el centro de gravedad del avión, por este motivo el sistema de control de CG

se encarga de restringir el uso de combustible periódicamente del tanque #1 para mantenerlo balanceado con el tanque #4.
Este sistema automático funciona hasta que se enciende la luz de “FUEL LO” o cuando el tanque #4 tiene solamente 150 lbs.
Cuando el tanque #4 tiene 150 lbs. El tanque #1 debe indicar entre 1,375 lbs a 1,550lbs.

NOTA: Si por cualquier motivo el sistema de transferencia del tanque #4 falla, el tanque #1 dejara de transferir hasta que se encienda la luz de “FUEL LO” hacia los tanques #2 y #3 simultáneamente hasta que se apague la luz “FUEL LO”, La transferencia del Tanque #1 sera cíclica entre “FUEL LO” encendido y apagado hasta que este este vacio.

Una luz de advertencia FUEL XFER se muestra cuando el sistema no esta funcionando correctamente. La luz no se enciende si el tanque #4 esta por debajo de 450 LBS.

3.5 Tanques Externos

La transferencia de los tanques externos se logra con presurización gracias al sistema de (Bleed Air) Aire proveniente del motor, cumpliendo estas condiciones; avión en el aire, probeta de combustible retractada y el tren de aterrizaje o el HOOK arriba.
La transferencia de combustible se controla desde la cabina, pudiendo seleccionar solamente el tanque ext central o ambos tanques externos en las alas, O los 3 tanques externos a la vez.

Control de los tanques externos (2 switch, WING y CTR)

NORM	Con los tanques externos presurizados, se incia la transferencia a cualquier tanque interno que acepte el combustible.
STOP	Se detiene la transferencia. A meno que tengamos la alerta FUEL LO
ORIDE	Se presuriza el sistema e inicia la transferencia sin tener en cuenta las condiciones requeridas para presurizar.

NOTA: Cuando se tiene la advertencia “FUEL LO” se inicia la transferencia de combustible desde los tanques externos sin importar la posición de los swtiches “WING y CTR)

Una luz de advertencia “EXT XFER” se enciende en el DDI cuando un tanque externo esta disponible y debería estar transfiriendo combustible.

1 de izq a der. Probeta de combustible---tanque externos---tanque central---arrojar combustible en vuelo

3.6 Suministro de Combustible a los motores.

Hay dos medios de suministro, uno para cada motor. Una bomba de dos etapas (AMAD) se encarga de brindar en una etapa combustible a presión hacia el motor y la otra etapa para generar presión a las Motive Flow que se encuentran en cada uno de los tanques internos.
En caso de Falla de una AMAD, el sistema tiene la capacidad de (crossfeed) interconexión para que un solo AMAD alimente a ambos motores. El AMAD también sirve para brindar enfriamiento a diferentes accesorios en el motor (Bombas hidráulicas y de aceite)

La advertencia “L BOOST LO” o “R BOOST LO” en el DDI indican baja presión en el AMAD correspondiente, activándose asi el sistema crossfeed y brindar suficiente flujo de combustible a ambos motores dentro del rango de potencia de IDLE a MIL (NO MAX, no afterburner)

3.7 Gs Negativas.

Los tanques de suministro (2 y 3) proveen una cantidad limitada de combustible durante G Negativas o vuelo invertido, Estas condiciones deben mantenerse al minimo dentro de lo posible, la transición de G positivas a G Negativas puede generar la advertencia “L/R BOOS LO”.

3.8 APU Combustible

El APU recibe combustible desde la línea de combustible que va del Tanque de suministro dos al motor izquierdo.

3.9 Alarmas de Fuego Izq. y Der.

Dos alarmas que se encienden en caso de detección de fuego en los motores, se encuentran ubicadas en la cabina en la parte frontal a directa vista del piloto, una del lado derecho y una al izquierdo, Levantando el seguro y presionando una o ambas se cierra electrónicamente el flujo de combustible desde los tanques de suministro a los motores, se cierra la valvula de Croosfeed posterior al AMAD y se descargan los extintores. (no hay indicación de descarga positiva en cabina) El sistema de supresión de fuego esta conectado directamente a la batería (HOT BUS) y funciona aun con el switch de BATT en OFF.

3.10 Advertencia "L/R FUEL HOT"

Aparece en el DDI, indica que el combustible en la línea de suministro se encuentra a una temperatura excediendo los 79°C.

3.11 Fuel DUMP (arrojar combustible en vuelo)

Solamente los tanques de transferencia (#1 y #4) y los tanques exteriores (NORM) pueden drenarse en vuelo, el combustible se drena por la parte superior de los estabilizadores verticales a una velocidad de 600 lbs a 1000 lbs por minuto.
El Switch en cabina "DUMP" tiene 2 posiciones, OFF y DUMP, el switch es mecánicamente mantenido en OFF, cuando pasa a DUMP es eléctricamente sostenido en esta posición hasta que se cumple alguna de las siguientes condiciones

a. Se selecciona OFF en el DUMP switch
b. Se activa la advertencia de BINGO, en cuyo caso el switch regresa mecánicamente a OFF
c. Tanque 1 y 4 están vacíos
d. Se activa la advertencia de "FUEL LO" independientemente de la cantidad de combustible en cualquier tanque.

NOTA: La acción simultanea de seleccionar DUMP, mantener un AOA alto y el uso de afertburner puede causar la ignición del combustible y dañar el fuselaje.

La advertencia "DUMP OPEN" en el DDI indica que la válvula de drenado esta abierta y el switch de selección en "OFF"

3.12 Advertencia "FUEL LO"

Esta advertencia en el DDI es totalmente independiente del sistema de medición de combustible (flotadores) dentro de los tanques, cuando en cualquiera de los tanques de suministro (2 y 3) la cantidad de combustible llega a 800LBS +-100 la advertencia se activara, y se escuchara el audio de cabina "FUEL LOW" junto al encendido de MASTER CAUTION. Una vez

encendida la luz de FUEL LO, esta se mantendrá encendida por un minimo de 1 minuto, independientemente de las razones o falsos positivos por los que se haya encendido.

Una vez que esta alarma se encienda, los tanques externos si tienen combustible iniciaran a transferir combustible independientemente de la posición del switch y el Fuel DUMP se detiene.

NOTA: Si la luz de FUEL LO se activa, debe ser considerado que se cuenta con al menos 800 lbs de combustible, independientemente de lo que los indicadores de combustible indiquen.

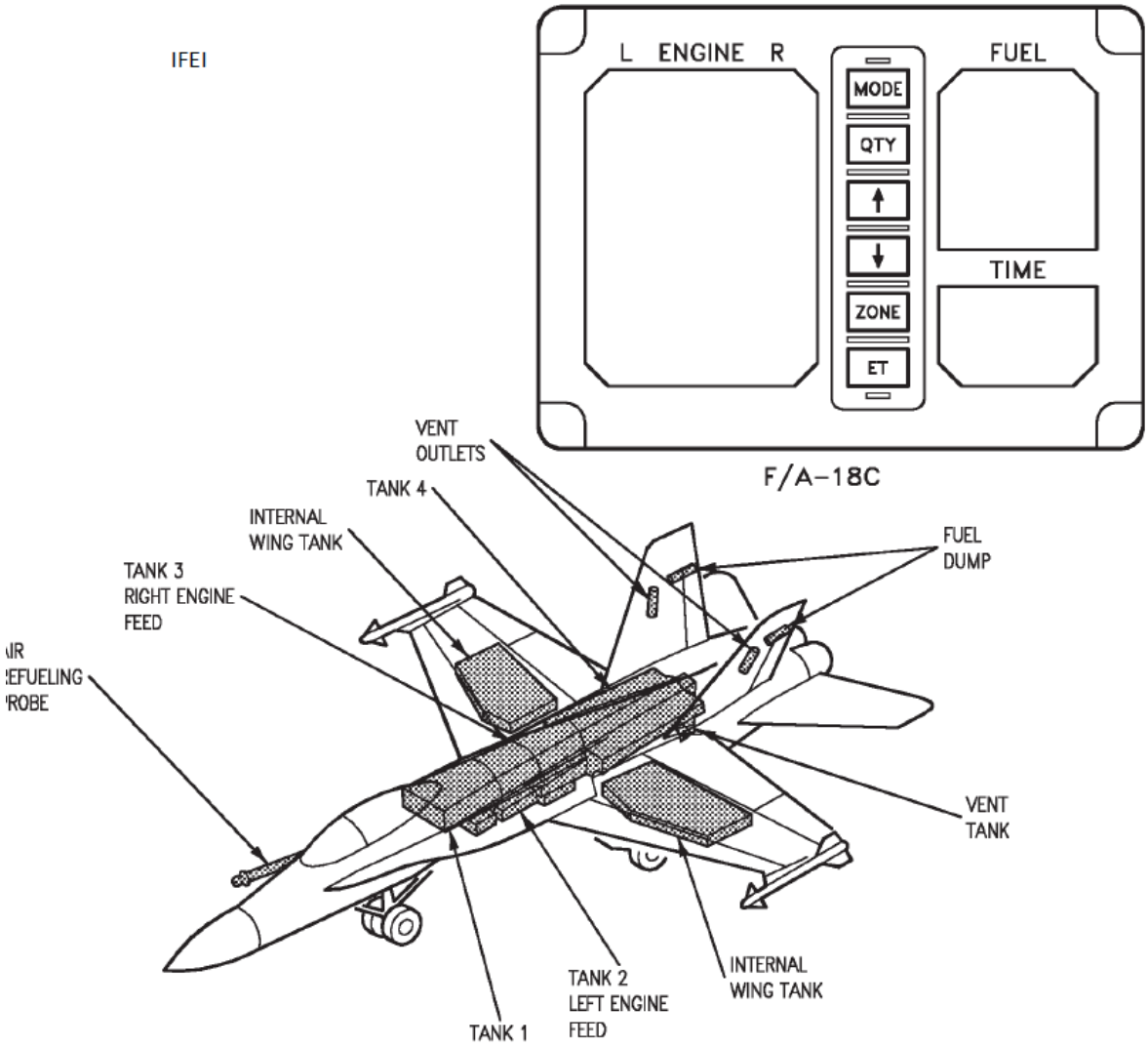
3.13 Indicadores de Combustible

Los indicadores de combustible se muestran en Libras de combustible. El sistema de componentes incluye el IFEI (Integrates fuel/engine indicator) el BIT y la advertencia del BINGO.

La capacidad máxima en los combustibles internos es de 9,740 a 11,730 libras.

CONTINUA EN LA SIGUIENTE PAG.

3.14 IFEI



El (IFEI) Indicador Integrado de Combustible y motor, se encuentra debajo del DDI Izquierdo.
Contiene 3 indicadores Motor (ya se discutió en la sección 2.10) Combustible y Reloj.
La sección de combustible cuenta con tres indicaciones primarias.
La Primera es el Total del Combustible.
La segunda es el Total de Combustible en los tanques Internos.
La Tercera es el el BINGO.

Las flechas arriba/abajo en el IFEI son para seleccionar el BINGO. Desde 0 a 20,000lbs

El combustible de todos los tanques puede ser monitoreado por el botón “QTY” este permite una selección sequencial de los 5 sub niveles del indicador. (cada presión de QTY cambia el subnivel)

Subnivel	Cantidad de Comb Indicada	Leyenda	Indicador
1	#2 y #3	FL y FR	Primero y Segundo
2	#1 y #4	TL TR	Primero y Segundo
3	Ala Izq y Ala Derecha	WL WR	Primero y segundo
4	Externo Izq Externo Derecho	XL XR	Primero y segundo
5	Externo Central	C	Primero

Cuanto se encuentra en los subniveles la sección “bingo” es cambiada por el total de combustible

Al llegar el combustible a Bingo, se activa la advertencia “BINGO” en el DDI con la alerta de audio “BINGO” cada 30 segundos hasta que se ajuste el selector con las flechas a un combustible menor.

3.15 Pantalla DDI de Combustible

Esta pantalla se selecciona ya sea en tierra o aire desde el MENU en cualquier DDI

Esta pantalla muestra el combustible en cada tanque, así como el combustible total y el combustible total interno. A un costado de cada tanque se encuentra el símbolo “<” este es un símbolo que se mueve desde la parte superior del tanque a la inferior indicando un estimado de % en relación a un tanque lleno.

El SDC (Signal data computer) checa cada flotador de combustible y sistema de medición para validar que la información sea correcta, en caso de no recibir suficiente información se puede mostrar “INVALID” donde la información es invalida o “EST” donde la cantidad de combustible es estimada.
Junto a INVALID se muestra un cronometro bajo la palabra, este indica el tiempo en minutos y segundos XX:XX desde la ultima vez que se actualizo el indicador.

El Botón **FLBIT** Realiza una prueba interna del sistema de “FUEL LO” una prueba satisfactoria se muestra cuando se activa la advertencia “FUEL LO”, la alarma sonora “FUEL LOW” y el MASTER CAUTION se enciende, “NO TEST” aparece a un costado de los tanques 2 y 3 cuando estos no tienen suficiente combustible para la prueba y a un costado del tanque 3 si el tanque 2 no paso la prueba FLBIT. Este botón esta inperativo cuando la advertencia “FUEL LO” ya se ha encendido.

3.16 Air Refueling (Repostaje Aéreo)

Una probeta de combustible en la nariz derecha del avión es operada hidráulicamente por el sistema HYD 2A, y controlada por un switch protegido en cabina en el panel de combustible. Un sistema de extensión de emergencia usa presión del acumulador del APU para extender la probeta.

RETRACT	Retrae la probeta y vuelve a presurizar los tanques
EXTEND	Extiende la probeta, enciende su luz y despresuriza los tanques (para que los tanques externos se llenen se deben poner en ORIDE)
EMERG EXTD	Se extiende gracias al acumulador del APU y funciona igual que EXTEND

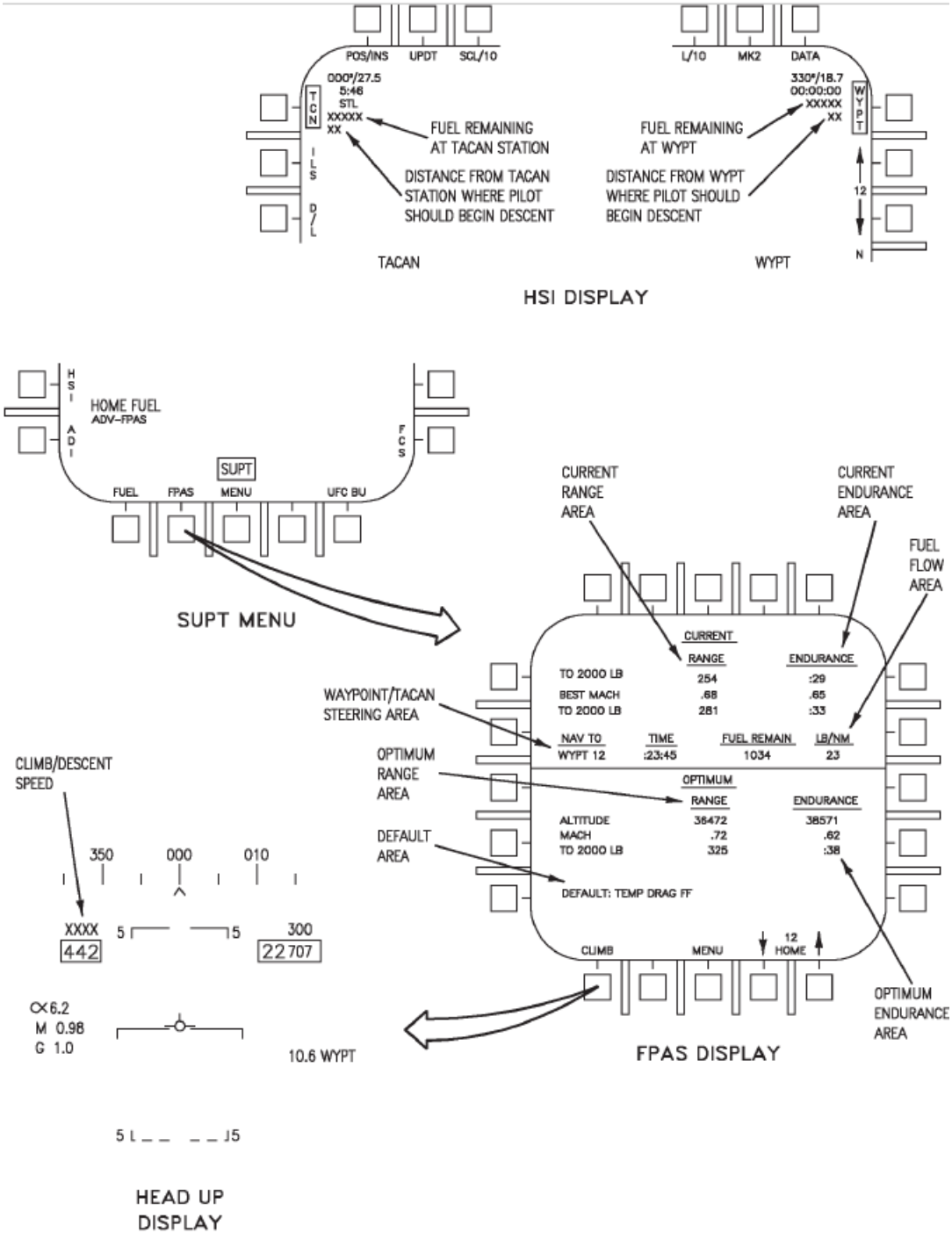
Una advertencia “PROBE UNLK” se muestra en el DDI cuando la probeta no esta completamente retractada y el el switch está en RETRACT.

4.0 FLIGHT PERFORMANCE ADVISORY SYSTEM

El FPAS (Sistema de advertencia para la performancia del vuelo) indica al piloto la altitud y velocidad correspondientes para obtener una mejor eficiencia del combustible basado en las condiciones operativas. El rango y velocidad son calculados por un algoritmo y aparece en la pantalla FPAS desde el menú suplementario del DDI “SUPT MENU”. La FPAS esta dividido en 5 áreas (todo en una sola pantalla)

a.- El Rango y tiempo máximo actual (Current Range, Current Endurance)
b.-El Rango y tiempo optimo (Optimun Range, Optimun Endurance)
c.-El Waypoint/TACAN
d.- El Flujo de combustible “FF”
e.- DEFAULT

Con los motores encendidos y peso en las llantas (WOW) (avión en tierra) solamente el Rango optimo y la por DEFAULT se muestran, con el avión en el aire se muestra todo.



DEFAULT.

Muestra Temperatura, el Drag de los pilones de armamento (la resistencia al avance de estos) y el Flujo de Combustible.

Rango actual. (Current Range)

El rango actual informa al piloto la distancia que puede volar hasta llegar a 2000 lbs de combustible total en su altitud actual y velocidad MACH actual, también le muestra La mejor velocidad MACH en su altitud actual para maximizar la distancia de vuelo antes de

llegar a 2000lbs
Si el total de combustible dentro del avión baja por debajo de los 2500lbs los cálculos de FPAS cambiaran de 2000lbs a 0 lbs de combustible.
Si la velocidad excede 0.9 de MACH el rango que aparece en Invalido, y la palabra “MACH” aparece donde debería estar el rango.

Tiempo de Vuelo Máximo Actual (ENDURANCE AREA)
El tiempo de vuelo máximo que el piloto tiene para volar antes de llegar a 2000 lbs de combustible en la altitud y velocidad que actualmente se encuentra. También le muestra la mejor velocidad MACH para volar a la altitud actual y maximizar el tiempo de vuelo, las mismas limitantes aplican en caso de volar arriba de mach 0.9 intercambiando la palabra “MACH” por “LIM”

Rango Optimo (Optimin Range)
Muestra las condiciones de altitud y velocidad en MACH a la cual se debe volar para obtener la mayor distancia de recorrido posible antes de llegar a 2000lbs.
NOTA: Se debe seguir esta altitud y velocidad en caso de requerir recorrer una gran distancia y el combustible es un factor.

Tiempo Máximo de vuelo Posible (Optimun ENDURANCE)
Muestra las condiciones de altitud y velocidad en MACH a la cual se debe volar para obtener el mayor tiempo posible de vuelo. También Calculado a 2,000 lbs de combustible.
NOTA: Se debe seguir esta altitud y velocidad en caso de que uno desee estar sobre volando un área por mucho tiempo

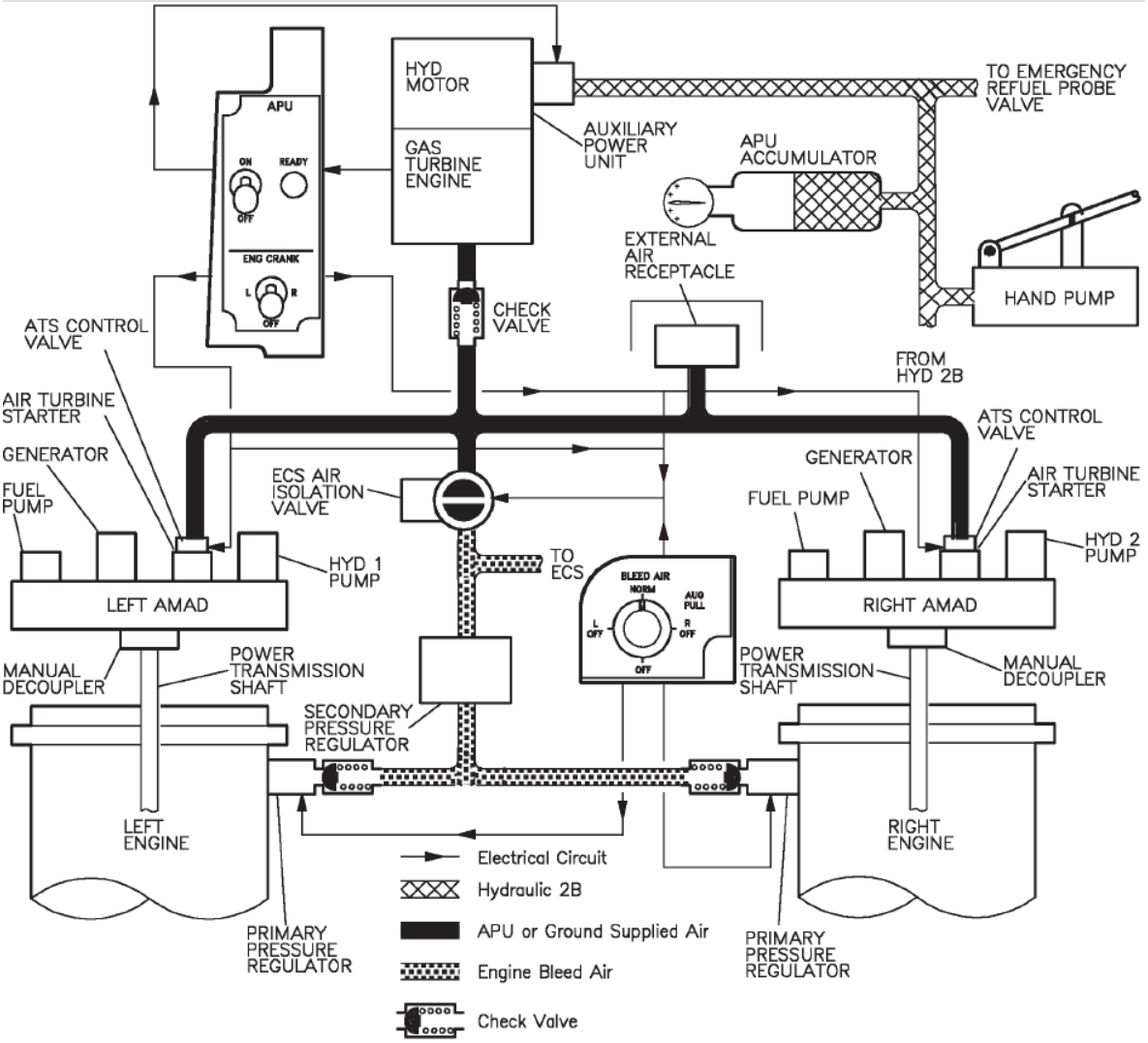
Waypoint/TACAN
Si un Waypoint o TACAN este seleccionado en el la pantalla del HSI, se mostrara el tiempo de llegada y el combustible que tendrá al momento de llegar al Waypoint, también se muestra la distancia a la cual se debe iniciar el descenso.

Fuel Flow (Flujo de Combustible)
Se muestra el total de ambos motores en LBS por milla náutica.

Climb Pushbutton (Boton de Climb)
Presionar este botón en el FPAS, habilita el modo de velocidad de ascenso en el HUD, (este botón solo este habilitado en modo NAV

HOME FUEL (Combustible para la base)
Cuando el combustible remanente en el Waypoint 0 de la ruta (Home Waypoint) alcanza 2000 lbs, se activa la alerta de HOME FUEL acompañado de su respectiva alerta sonora, así como MASTER CAUTION, el piloto puede cambiar el Waypoint 0 como Home Waypoint utilizando las flechas del FPAS, con un máximo de 59 waypoints, se debe seleccionar el nuevo Home Waypoint por mas de 5 segundos para que el HOME FUEL pueda calcular la nueva posición.

5.0 Sistemas secundarios de energía



5.1 Airframe Mounted Accesory Drive (AMAD)

Existen dos AMAD, uno por cada motor, cada AMAD es energizado por su motor correspondiente a través de una barra de transmisión, Cualquiera de los dos AMAD (pero no los dos AMAD a la vez), puede ser energizado neumáticamente por la turbina de arranque (ATS) que se encuentra en el APU, por aire neumático del motor contrario (crossbleed) o por una fuente de aire externa.(en tierra)

Cada AMAD sirve para brindar energía a

-Las bombas de Combustible en cada tanque

-Generador AC

-Bomba Hidráulica

Durante el arranque del primer motor, el APU o fuente externa de aire, enciende el ATS (Turbina de arranque), que a su ves maneja al AMAD y comienza el giro del motor.
Para el segundo motor el APU, fuente externa de aire o aire del motor contrario (Crossbleed) pueden ser usado para energizar el ATS e iniciar el arranque del motor

NOTA: En caso de Falla de motor (donde la turbina de este quede libremente girando por acción del viento) Crossbleed o el APU pueden ser usados para mantener el AMAD funcionando

Alertas

L /R AMAD	Indica en el DDI que la temperatura de aceite en el AMAD es alta
L/R AMAD PR	Indica en el DDI que la presión de aceite es baja.

5.2 APU (auxiliary power unit)

El APU es una pequeña turbina usada para generar una fuente de aire neumático para el ATS (turbina de arranque) o para ayudar en el sistema de ECS (enviromental control sistema) control ambiental. (enfriamiento, presurización de cabina, presurización de tanque etc).
Esta ubicado en la parte baja entre los motores con la toma y el escape de aire apuntando hacia abajo.

Un acumulador hidráulico (normalmente recargado por el HYD 2B es usado para arrancar el APU, una bomba manual puede ser usada para recargar el acumulador. La batería del avión provee energía eléctrica para la ignición. El APU utiliza combustible.

La operación del APU es automática, después de que el APU en la consola izq. Se pone en “ON” se puede apagar en cualquier momento seleccionando “OFF” una vez en “ON” y terminado su ciclo de encendido se prende una liz verde “READY” en la misma consola.
Con el segundo generador del avión encendido, el APU funcionara por 1 minuto para después apagarse automáticamente.

Alertas

APU ACCUM	Se enciende en el DDI cuando la presión del acumulador de hidráulico es baja, con esta alerta, la extensión de emergencia del tren de aterrizaje, de la probeta de repostaje y el control emergente de rueda de nariz no estarán disponibles

Encendido de ambos motores con APU

Cualquier motor puede ser encendido primero; sin embargo, el arranque del motor derecho primero provee presión hidráulica para los frenos. Después de que la luz verde de “APU READY” este encendido, se coloca el switch de “CRANK” hacia la derecha posición “R”. Esto abre la valvula dentro de la turbina de arranque (ATS) está a su vez genera energía para el AMAD y este mecánicamente atreves de la barra de transmisión inicia el giro de la turbina del motor, (continua

el proceso de inyección de combustible) con una velocidad auto sustentable del motor 45% RPM, el switch “CRANK” pasa automáticamente a “OFF”, el motor izquierdo arranca de la misma manera que el derecho y una vez que su generador este en line, el APU se apaga (1 min después)

Encendido del Segundo motor via “Cross Bleed” (aire del primero)

Recordando que el ATS (Turbina de Arranque) requiere de presión neumática para iniciar el proceso de arranque, este aire puede provenir del motor ya encendido. Con el motor a 80% de RPM y un flujo de combustible de al menos 1,900 lbs/hr, con el APU en “OFF” se pasa el “CRANK” al motor apagado, esto permite que aire del compresor pase al ATS y se arranque el motor.

Alerta

L/R ATS Indica en el DDI que la turbina de arranque esta excediendo RPMs

Encendido con fuente externa de energía.

Si el APU no se va a utilizar, se puede conectar una fuente externa de aire, se tiene que seleccionar el switch de “Bleed Air” en “OFF”, conectar la fuente externa y el procedimiento es igual que usando el APU.

6.0 Sistema eléctrico

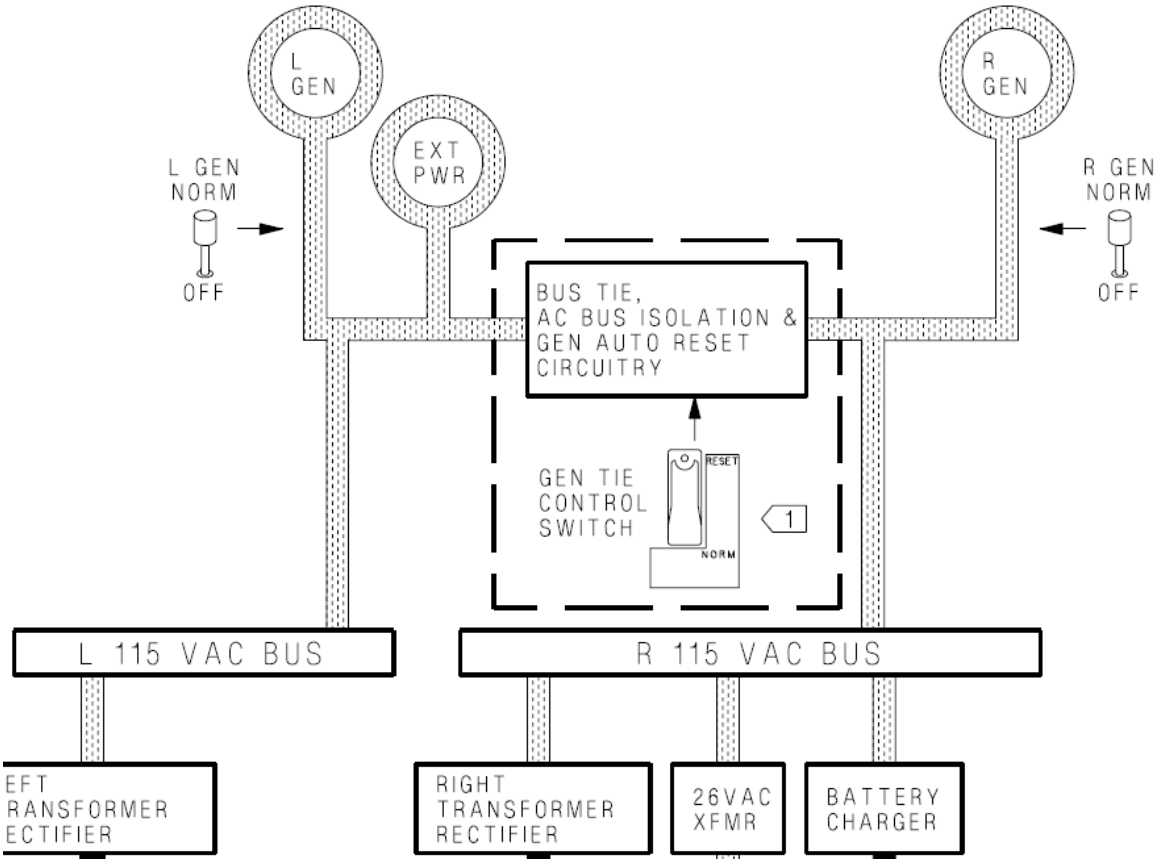
El sistema eléctrico consiste en 2 generadores de AC, 2 Transformadores/rectificadores, 2 baterías, 1 sistema de recarga de baterías (TRU) y varios BUS de distribución de energía.
En tierra, un generador de energía externo puede alimentar el BUS, en caso de no contar con el generador externo, el APU puede proveer de energía eléctrica los sistemas requeridos para el encendido de los motores.

La corriente alterna AC es proporcionada por los generadores
La corriente directa DC es proporcionada por las baterías
los 2 transformadores/rectificadores convierten corriente AC en corriente DC

Para entender mejor el sistema eléctrico se hablará contantemente de algún “BUS”, estos se pueden entender mejor si se imaginan como una estación donde se revisara la corriente, el amperaje, el tipo de corriente AC/DC para después distribuirse a donde sea requerida. Cada “BUS” tiene su sistema de protección y aislamiento. Cada BUS tiene un grupo especifico de sistemas/instrumento del avión para operar.

6.1 Corriente eléctrica AC (alterna)

Dos generadores (uno para cada motor) son los responsables de suministrar corriente alterna, esta es la principal fuente de energía para el avión.
Cada generador está conectado a un BUS dividido con operación desincronizada (el L 115 VAC BUS o el R 115 VAC BUS), esto significa que cada generador suministra energía a un BUS independiente y aislado.



Los componentes son:

L/R Generador	Generadores izq. y der.
L 115 VAC BUS	BUS alimentado normalmente del GEN IZQ. (generan 115 volts)
R115 VAC BUS	BUS alimentado normalmente del GEN DER.(115 volts)
BUS TIE	Sistema que permite la transferencia de energía uniendo el GEN IZQ con el R 115 VAC BUS y viceversa
AC BUS ISOLATION	Sistema que impide la transferencia de energía de un GEN al otro. Aislando el R y L 155 VAC BUS
GEN AUTO RESET	Sistema que permite restaurar la energía en caso de fallas.

Sin embargo, en caso de falla en un generador, el generador que queda operativo es capas de alimentar el sistema completo a través del “BUS TIE” (ver imagen)

Cada generador se activa automáticamente cuando el switch de control se encuentra en la posición “NORM”, el generador suministra energía a él L/R 115 VAC BUS siempre y cuando se encuentre dentro de los rangos normales de funcionamiento en voltaje y frecuencia (aproximadamente 60% rpm).

Un sistema de protección dentro de la unidad del generador, le permite protegerse contra daños por bajo voltaje, alto voltaje, alta y baja frecuencia,

En caso de que el sistema de protección desconecte un solo generador por alto voltaje o algún problema con la frecuencia, el generador debe ser manualmente reestablecido moviendo el switch de “NORM—OFF—NORM” excepto en caso de bajo voltaje donde al resolverse la situación de bajo voltaje el generador vuelve a encender sin necesidad de acción por el piloto.

En caso de que ambos generadores sean desconectados por alguna falla en el “BUS TIE” o “AC BUS isolation” o cualquiera de los “L/R 115 VAC BUS”, un sistema automático para reestablecer la energía entra en funcionamiento (“El GEN AUTO RESET) e intenta reestablecer los generadores un segundo después de la falla, en caso de que la falla haya sido temporal ambos generadores entran nuevamente en funcionamiento sin necesidad de acción por el piloto.
En caso de que la falla persista en el L o R 115 VAC BUS, el generador correspondiente no volverá a conectarse.

Este sistema de auto protección solo funciona cuando ambos generadores se encuentran en “NORM” la batería se encuentra en “ON” o cuando el Parking Brake (freno de estacionamiento) NO está puesto

Las advertencias del sistema son

L/R GEN Cuando uno de los generadores no esta funcionando
GEN TIE Indica que el GEN TIE esta sin energía, por lo que los AC 115 VAC BUS están aislados uno de otro.

NOTA: El GEN TIE cuenta con un switch protegido dentro de la cabina, con las posiciones “NORM” y “RESET”, la operación normal debe estar en “NORM” pero cuando existe alguna falla con en el GEN TIE, este puede ser reciclado, En caso de arranque de motores sin el freno es estacionamiento puesto, la luz de GEN TIE se encenderá, y este debe ser reciclado de NORM---RESET—NORM.

El R 115 VAC BUS, también alimenta con AC el “Battery Charger” O el sistema de recarga de las baterías, estas se recargan siempre y cuando el R115 VAC BUS cuente con corriente eléctrica.
También alimenta el “R 26 VAC BUS” que es un BUS único y aislado que se encarga de energizar el ADF e INS (para navegación)
HYD SYS NO. 1 (sistema hidráulico 1)
HYD SYS NO. 2 (sistema hidráulico 2)

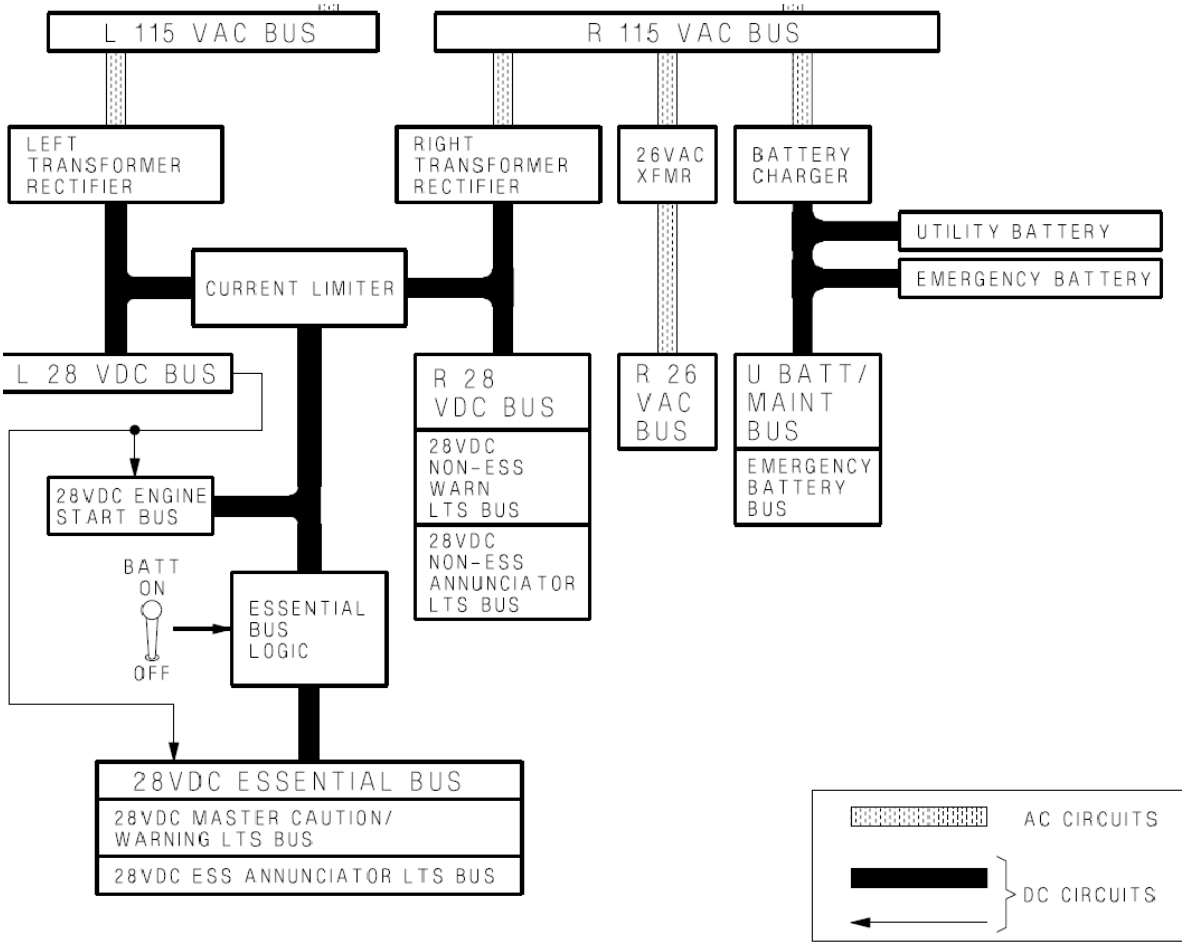
6.2 Corriente directa DC

La corriente DC para el funcionamiento de los sistemas del avión proviene principalmente de los dos transformadores/rectificadores (L/R Transformer Rectifier) estos son los encargados de convertir la corriente AC de los generadores en corriente DC para uso en el avión.

Una vez convertida la corriente en DC, esta alimenta diferentes BUS. (ver imagen)

L 28 VDC BUS
R 28 VDC BUS
28 VDC Essential BUS (controla varios sistemas esenciales)

28VDC Engine Start BUS (Exclusivo para el sistema de arranque)
28 VDC Master Caution Wrn LTS (Sistema de Alarma maestra)
28 VDC Essential Annunciator LTS (Sistema de Anuncio de alertas)
28 VDC NON ESS WARN LTS BUS (Sistema de Alarmas no esenciales)
25 VDC NON ESS Annunciator LTS BUS (Sistema de Anuncios no esenciales)



Los L/R transformer-rectifier están conectados en paralelo y cuentan con protección en caso de un corto eléctrico en uno de ellos no afecte al otro. Si uno de los dos L/R T-R falla el otro puede proveer corriente DC a todo el sistema (No se muestra ninguna alerta o indicación de que un T-R haya fallado)

Baterías

Las Baterías son designadas como la batería utilitaria (U Battery) y batería de emergencia (E Battery) estas proveen de DC (28v) directamente y sin necesidad de los L/R T-R (motores apagados)
Son usadas principalmente para el encendido de los motores, así como para suministrar DC al 28 VDC essential BUS cuando ambos T-R no están operativos.

La batería "U" alimenta el BATT/maintainance BUS que es el que permite la operación de la compuerta de cabina y el monitor de mantenimiento en tierra, esto esta diseñado para el personal de mantenimiento.
La batería "E" alimenta a el "E BATT BUSS"

Ambas baterías tienen un indicador de voltaje en la cabina. Desde 16v hasta 30v. (normal 28v)

Un solo puerto de recarga es alimentado por el "R 115 VAC" con corriente AC, siempre que se cuente con AC las baterías serán recargadas independientemente de la posición del switch de la batería.

Durante el procedimiento de encendido la batería "U" cuando esta el switch en "ON" energiza el "Essential BUS" y el "28VDC Engine Start"
Esto le brinda energía eléctrica a todo el sistema de arranque (APU) para el encendido.

Cuando la batería "U" esta por debajo de 20.5 volts, la batería "E" automáticamente brinda corriente al "Essential BUS" pero NO al "28VDC Engine Start" por lo que un arranque solamente con batería no será posible.

El mover el switch de la batería a la posición "ORIDE" es para que la batería "E" se conecte al essential BUS independientemente de la carga de la batería "U"

Switch de Batería

OFF Las baterías pueden ser recargadas por AC, pero no brindan energía al essential bus (start bus)

ON Permite a batería “U” el encendido del “Essential BUS”, así como del “BUS TIE” “AC BUS ISOLATION” “GEN AUTO RESET” todo esto para preparar el encendido de los motores. En caso de baja corriente, la Batería “U” se desconectará para protegerse**.**

ORIDE Permite a la batería “E” brindar energía al “Essential BUS” independientemente de la carga o estatus de la batería “U” Los sistemas de “BUS TIE” “AC BUS ISOL” “GEN AUTO RESET” se desactivan.

La advertencia de la batería es

BATT SW Esta advertencia se enciende en el DDI junto al Master Caution, en el aire indica que la posición del switch de batería esta en “OFF” y “ORIDE” cuando debería estar en “ON”, en tierra con los generadores apagados indica que la batería se esta descargando y el switch debe pasarse a “OFF” a menos que se arranque el “APU” lo antes posible. El Encendido de esta luz en el aire y con el switch de batería en “ON” indica que el “Essential BUS” no está recibiendo energía de los generadores o de los transformer-rectifiers (por alguna falla), así que esta utilizando solamente la corriente de la batería para operar y esta se esta descargando.

La batería tiene un sistema de apagado automático, 5 minutos después de que se remueve Corriente AC del sistema, esta se desconectara del “Essential BUS”

6.3 Fuente de energía externa (via Ground COMM F10)

Se puede conectar una planta de energía externa en la parte izquierda y delantera del fuselaje, los “BUS” son energizado de la misma manera como si un generador estuviese operando siempre y cuando la batería este en “OFF” y el Freno de estacionamiento este puesto.

Si la batería está en “ON” y el freno de estacionamiento no esta puesto, todos los “AC BUS” asociados con el generador derecho no serán energizados. Esta condición se indica por la alerta “GEN TIE”.

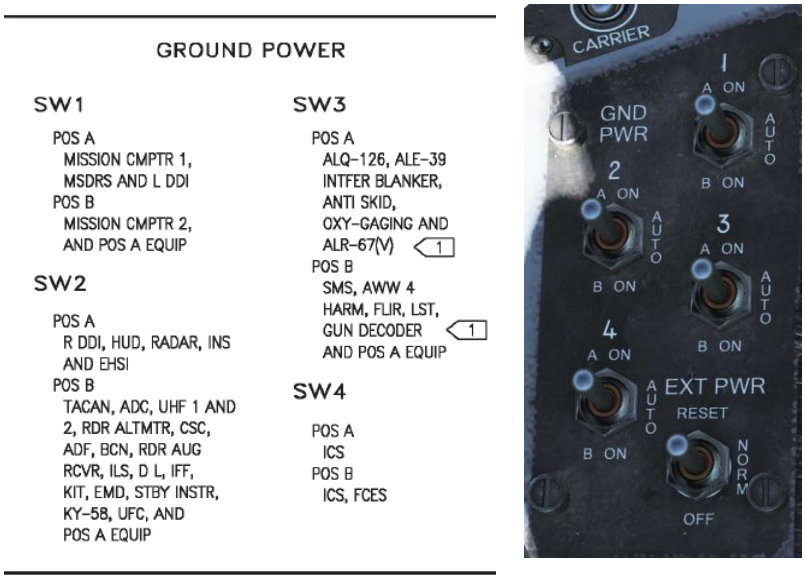
Switch de control para la energía externa “EXT PWR”

RESET Debe ser seleccionado antes de aplicar corriente externa, en la posición “RESET” un resorte regresa automáticamente a “NORM”

NORM Permite que la corriente externa llegue a todos los “BUS” del sistema

OFF Desconecta la corriente externa del avión

Ground Power Switches *(Switch de encendido en tierra)*



Debido a que en tierra con corriente externa conectada normalmente no se requieren todos los instrumentos y sistemas operacionales muchos de ellos no reciben energía. Sin embargo, para cuestiones de mantenimiento es posible brindar energía a la mayoría de los sistemas de así ser necesario atreves del panel “Ground Power Switch”. Este panel se encuentra en la consola izq. Y tiene 4 switch, con posición “AUTO” y “ON” cada uno de estos switch evita la operación de diferentes sistemas/instrumentos cada uno a menos que el switch respectivo este en “ON”

7.0 Hidráulico

Se compone por dos sistemas hidráulicos independientes (HYD1 y HYD2) y cada uno de estos contiene dos circuitos (A y B). (en total son 4 líneas de Hidráulico HYD1 A y B ,HYD2 A y B)
El HYD1 Provee a los controles primarios de vuelo exclusivamente (alerones, elevadores etc.)
El HYD2 Provee a los controles primarios y también a los sistemas secundarios (tren de aterrizaje, freno en tierra y de aire etc., el acumulador del APU etc.)
En el diagrama (pág. sig.) se muestran los componentes con números rojos (HYD1 “1 rojo” HYD2 “2 rojo”) para facilitar la lectura del diagrama

7.1 Bombas y Depósitos

La bomba hidráulica del sistema HYD1 esta montada en el AMAD Izq. Y la bomba HYD2 esta ubicada en el AMAD der. Las bombas proveen una presión constante de aproximadamente 3,000 Psi. Una valvula de escape (Pressure relief valve) evita la sobre presurización del sistema.
Un transductor en cada deposito de hidráulico continuamente envía información sobre la cantidad de líquido hidráulico en ellos hacia un indicador en cabina.
Cada deposito tiene un sensor de nivel (RLS reservoir level sensing), este sistema automáticamente cierra cualquiera de los 4 circuitos en caso de detectar una fuga en ellos, si la presión en el circuito afectado baja de 1,500 psi se activara el **"MASTER CAUTION",** así como también la alerta en el DDI con la palabra **HYD 1A, HYD 1B, HYD 2A o HYD 2B** dependiendo donde se encuentre la fuga.

En caso de que el depósito de hidráulico tenga solamente una capacidad de 60%, el circuito "A" se apaga, en caso de tener 32% el circuito "A" se prende y el circuito "B" se apaga, en caso de solamente tener 4% ambos circuitos vuelven a encender.

7.2 Válvulas

Existen varios tipos de válvulas, entre ellos las de Prioridad (priority) y las de aislamiento (Isolate). Que como su nombre indican, las de prioridad son simplemente para dar prioridad a ciertos sistemas y las de aislamiento para completamente aislar parte de sistemas.

Aft Isolation Valve (Válvula trasera de Aislamiento) (Diagrama #3)

Esta válvula se cierra automáticamente cuando no hay peso en el tren de aterrizaje (avión en el aire), esto aísla los siguientes sistemas; el APU y su acumulador, el acumulador para los frenos (de las llantas), actuador de emergencia de la probeta de repostaje. Ya que ninguno de estos sistemas es normalmente usado en vuelo. En caso de requerir cualquiera de estos sistemas la válvula se puede abrir en aire moviendo el switch **"HYD ISOL"** hacia **"ORIDE"**

Forward Isol Valve (Válvula delantera de Aislamiento) (Diagrama #4)

Esta válvula aísla la rueda de nariz, la barra de lanzamiento, el NWS (control de rueda de nariz en tierra), los frenos. La válvula se cierra siempre y cuando la palanca del tren de aterrizaje este arriba y este este arriba y asegurado. (no hay control en cabina para abrirla)

APU arming valve (Valvula de armado del APU) #9

Esta valvula controla el flujo de hidraulico en el acumulador (reserva) del APU, para diferentes sistemas de emergencia; Extension del tren de aterrizaje (de emergencia) extender la probeta de repostado (de emergencia) uso de emergencia de frenos y control de rueda de nariz. Esta valvula se abre utilizando la extension de emergencia del tren de aterrizaje (jalando y girando la palanca del tren) o utilizando la probeta de combustible moviendo su switch a **"EMERG EXT".**

Nota: la reserva en el acumulador del APU es limitado asi que se debe tener cuidado al operar el sistema de emergencia, una bomba manual se encuentra dentro de cabina para recargar el acumulador (solamente en tierra) o pasar el switch “HYD IDO” a “ORIDE” en el aire (si el HYD2 esta disponible)

Aft Priority Valve (Valvula de prioridad trasera) #6

Esta valvula corta el suministro de hidraulico acutomaticamente hacia el gancho para aterrizaje en portaaviones y el freno de aire durante alta demanda de hidraulico por parte de los controles de vuelo, una vez que esta demanda disminuye, la valvula se vuelve a abrir automaticamente.

Forward Priority Valve (Valvula de prioridad delantera) #5

Esta valvula corta el suministro hidraulico a el cañon, probeta de repostaje, tren de aterrizaje, NWS, y frenos. Esto durante altas demandas de suministro hidraulico a los controles de vuelo principales, una vez la demanda disminuya la valvula se abre automaticamente.

Valvula del tren de aterrizaje.

Esta valvula se cierra cuando el tren de aterrizaje esta guardado y asegurado, aislandolo por compledo del sistema, esta valvula opera junto a la palanca de tren de aterrizaje para abrir y cerrar.

7.3 Acumuladores

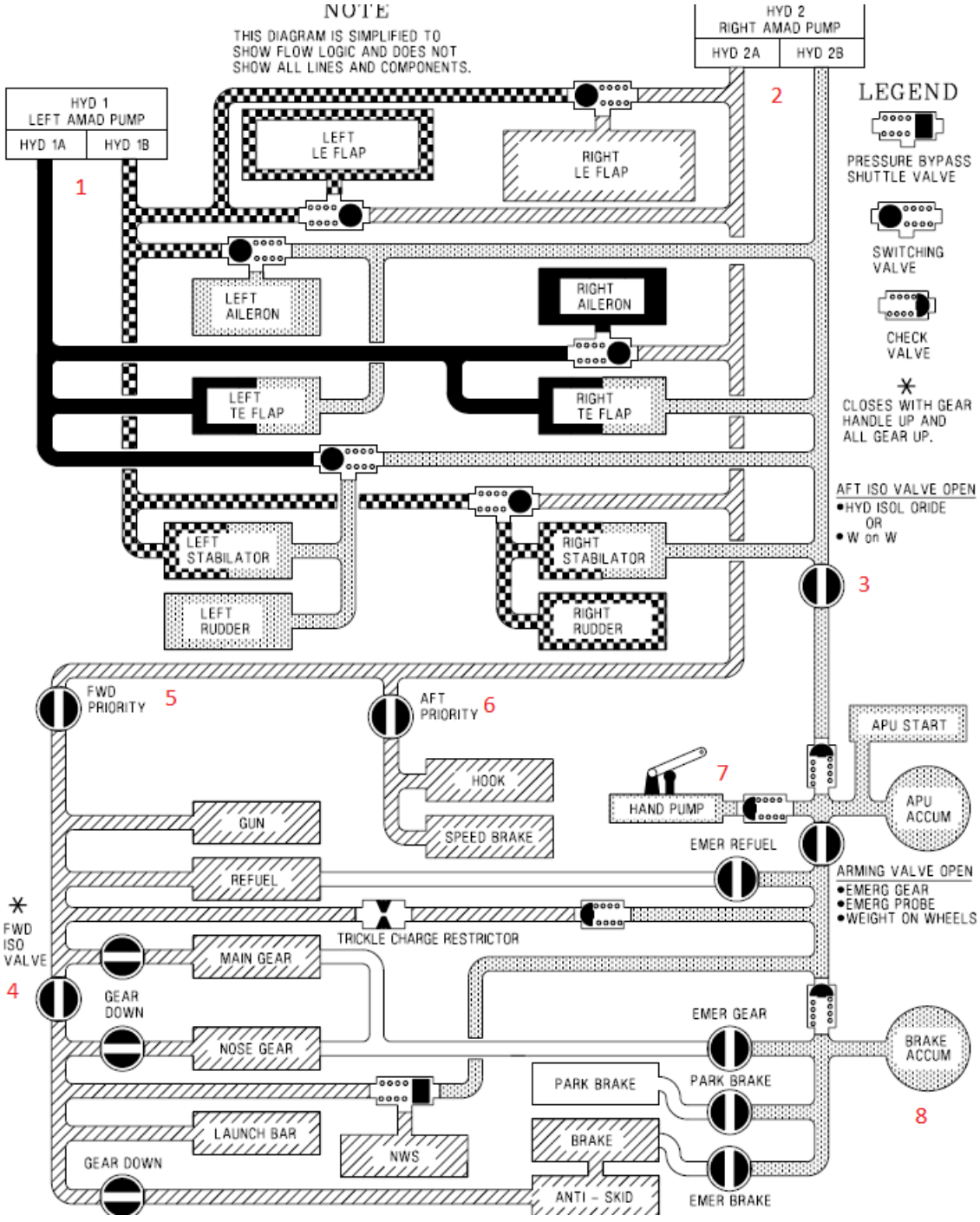
Dos acumuladores se encuentran en el HYD2, un acumulador del APU y un acumulador para el uso de frenos. Ambos acumuladores pueden ser recargados en tierra usando la palanca manual de bombeo “7” o en el aire cambiando el switch de “HYD ISO” hacia “ORIDE”, es recomendado que el switch se mantenga en esta posicion durante al menos 10 segundo para asegurar la recarga.

El acumulador de los frenos es continuamente recargado gracias al “HYD2A”, el sistema tambien puede recargarse en tierra con el switch “HYD ISO” en “ORIDE” o cumpliendo cualquiera de las siguientes funciones.

Palanca del tren de aterrizaje en emergencia
Probeta de repostaje en emergencia.

Ambos acumuladores ayudan en la extencion en emergencia del tren de aterrizaje y de la probeta de combustible, asi como tambien para frenos en tierra. Un indicador del acumulador de frenos se encuentra en la cabina.

Indicador de hidráulico en el acumulador del freno



8.0 Controles de Vuelo

8.1 General del FCS (Flight Control System) (Sistema de Control de Vuelo)

A diferencia de aviones donde las superficies de vuelo (alerones elevadores etc.) se mueven por cables y poleas directamente conectadas a la palanca de mando y pedales, en el F-18C, no existe una conexión directa entre estos. (excepto modo de emergencia ver “MECH”)

En general, el movimiento de algún control de vuelo envía una señal eléctrica a la FCC (Flight Control Computer) que es una computadora que recibe información de diferentes sensores dentro del avión, reuniendo todos los datos la FCC designa que superficie de vuelo mover y que tanto. Esto es lo que se conoce regular mente como “FlyByWire”.

En ejemplo, si uno mueve la palanca de vuelo rápidamente hacia atrás hasta su límite físico, esta envía la señal a la FCC solicitándole que queremos subir la nariz del avión lo más rápido posible, pero la FCC en modo CAS; que es un modo normal de vuelo y gobierna los límites del movimiento de las superficies de vuelo, obtiene información de velocidad, Angulo de ataque, peso de la aeronave, armamento en los diferentes pilones, entre muchos otros datos para asignar que tanto se puede mover el elevador sin entrar en desplome, exceder los limites G o poner al avión en una situación aerodinámicamente peligrosa, entender el funcionamiento del FCC, sus límites y capacidades así como sus modos de emergencia nos ayudaran a sacar el mayor provecho de maniobrabilidad en el avión.

El FCS, que abarca todo el sistema de control de vuelo que incluye al FCC y este tiene diferentes modos de operación, entre ellos el CAS (Control Augmentation System) que permite al piloto y avión mantener hacer uso de todas las superficies sin riesgo a exceder los límites y el Spin Recovery (Recuperación de Barrena) que le permite al piloto control de superficies cuando el avión está en barrena para poder salir de ella.

8.2 Superficies de vuelo Primarios

Las superficies de vuelo primarios son; Alerones, Timón de dirección (dos), Flaps de Borde de ataque, Flaps de borde de salida y estabilizador horizontal.

Flaps de ataque y salida, así como el estabilizador horizontal son diferenciales, se pueden mover independiente el lado derecho del lado izquierdo para así ayudar en diferentes maniobras

AGREGAR IMAGEN…

Actuadores hidráulicos controlan la posición de las superficies de vuelo, La palanca de mando y pedales no reciben resistencia aerodinámica de las superficies de vuelo, pero el efecto es simulado por la FCC para brindar a la piloto sensibilidad en los controles.

Normalmente la indicación a estos actuadores hidráulicos proviene de dos computadoras la FCC A y la FCC B para redundancia en el sistema, y estos se mueven en todo el rango que el (CAS) le permita, en caso de falla del modo “CAS”, existe el modo “DEL”, (Direct electronic Link) (Vinculo Electrónico directo) que se encarga de enviar la señal de las FCCs a los actuadores hidráulicos.

En el raro caso de falla del CAS y DEL, existe un último método de control de emergencia, el MECH. Este básicamente es una conexión física por cable entre el estabilizador vertical y la palanca de mando, este método ignora ambas FCCs, y brinda un movimiento extremadamente limitado al avión ya que solamente puede mover el estabilizador vertical (no alerones)

Ya sea DEL o MECH, no pueden ser seleccionados por el piloto, la selección de cualquiera de estos métodos de control es automático y depende del status del FCS para activarse.

Los actuadores hidráulicos obtienen presión del HYD1 y del HYD2, la falla de uno de estos no afecta el funcionamiento normal cuando los flaps se encuentran en “AUTO” en caso de falla de algún HYD con los flaps en “HALF o “FULL” puede causar un Rol o banqueo del avión súbito pero momentáneo que puede tardar hasta 6 segundos.

PELIGRO:

Evite apagar un motor intencionalmente con Flaps en “HALF o “FULL” para evitar la pérdida de control momentánea.

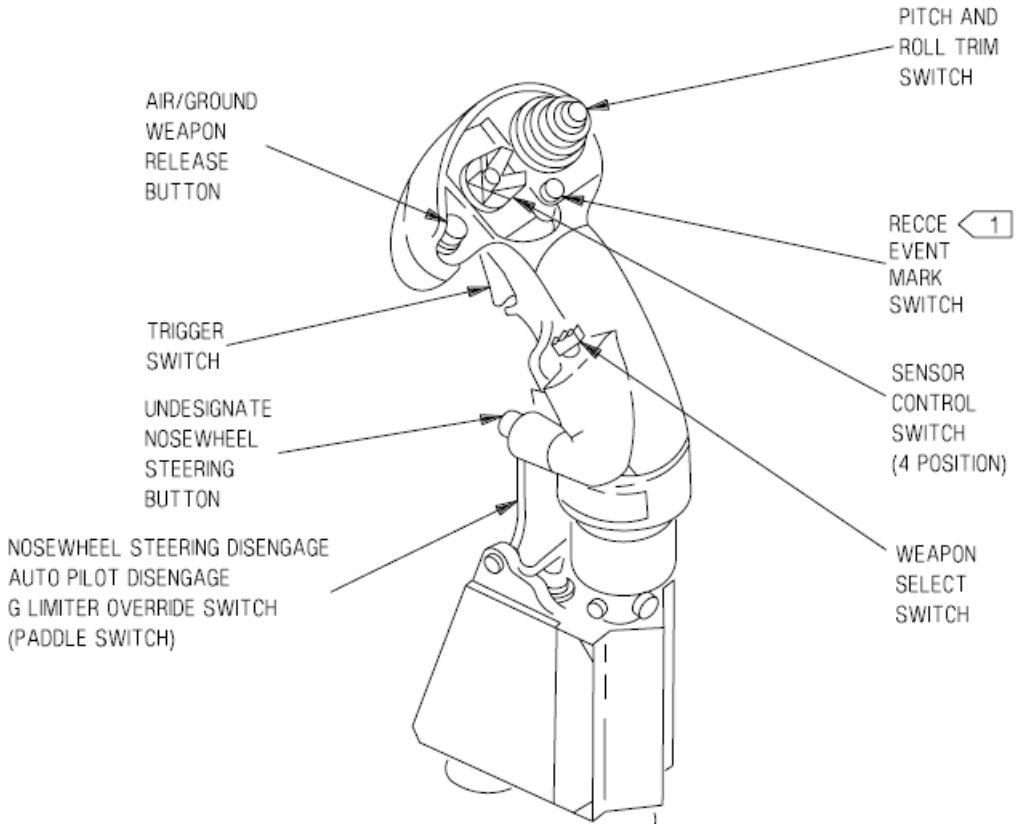
8.3 Controles de Vuelo

Los flaps tienen 3 posiciones, cada posición comanda al FCC en qué modo operar, estos son “AUTO” “Despegue y Aterrizaje”

AUTO	Los controles de vuelo en modo Automático
HALF	Los controles de vuelo en modo para despegue y aterrizaje debajo de 250 nudos de velocidad, por arriba de 250 pasa a modo “AUTO” (pero el switch físico queda en HALF)
FULL	Los controles de vuelo en modo para despegue y aterrizaje debajo de 250 nudos de velocidad, por arriba de 250 pasa a modo “AUTO” (pero el switch físico queda en FULL)

Control Stick (Palanca de mando)

Controla el cabeceo y el alabeo del avión, contiene los siguientes controles.



El movimiento de este transmite una señal eléctrica proporcional al movimiento de este desde su posición neutral.

Pedales de Dirección (Rudder Pedals)

EL movimiento de estos envía una señal eléctrica al FCC, también brindan movimiento al NSW (Rueda de nariz) y frenos.

TRIM. (compensador)

Switch de trim en Joystick

Normalmente el movimiento del switch de trim en la palanca de mando interactúa directamente con las FCCs y la palanca de mando no se mueve físicamente al utilizar el trim.
Cuando los flaps se encuentran en posición @AUTO@ muy poco trim o nada de trim es requerido ya que el en modo “Auto” el trim es automático y controlado por las FCCs

Rudder Trim

EL trim del timón de dirección se encuentra en el panel de control del FCS, es una perilla rotatoria, funciona muy similar al trim en el control de mando

T/O TRIM (Compensador para despegue)

Sobre la perilla giratoria del trim del timón, se encuentra el botón de T/O Trim, Con el avión en WOW y presionando este botón el trim de alabeo y guiñada se colocan en posición neutral, el estabilizador horizontal se coloca en una posición de 12 grados nariz arriba.
Se debe mantener el botón presionado el suficiente tiempo para que todos los trim lleguen a su posición requerida, una vez este proceso se completa aparece en el DDI la advertencia "TRIM" con lo cual se indica que ya se puede soltar el botón T/O. una vez soltado el botón la alerta debe desaparecer.

En vuelo con las FCCs en modo CAS, el uso del T/O no tiene ninguna función, solamente neutraliza la posición física del sistema MECH Ver 8.11

FCS RESET Button

El botón del FCS reset se encuentra en el panel de FCS, y sirve para reiniciar las FCCs durante una falla temporal y para hacer la prueba BIT después del arranque

GAIN Switch

Sera descrito más adelante ver 8.11

8.4 Limitador de fuerzas G

previene exceder los límites de fuerzas G positivas bajo todas condiciones así permitiendo control completo durante maniobras simétricas(cabeceo) y asimétricas (alabeo y cabeceo)

el límite y referencia de maniobra simétrica es de +7.5g a 32,357 lbs de peso.
En maniobras asimétricas el límite es dependiente de la posición lateral de la palanca de mando. Tomando como máximo un 80% del máximo simétrico cuando la palanca de mando se encuentra en una posición máxima lateral.

Por debajo de 44,000 lbs de peso el límite de maniobra simétrica es calculado basándose en el estado del combustible y carga en los pilones de armamento. Arriba de 44,000 lbs de peso, el límite de maniobra simétrica se encuentra fijo en +5.5 G.

El limite simétrico negativo es de -3.0G en cualquier condición.

EL movimiento físico de la palanca de mando para llegar al límite G varía dependiendo de la velocidad y peso del avión, pero una vez alcanzado el limite G, incrementar el movimiento físico de la palanca de mando no tendrá ya ningún efecto.

El limite G, se reduce durante vuelo transonico hasta en 1.0G.

Anular el Limitador de Gs

El limitador de Fuerzas G puede ser anulado momentáneamente presionando el switch paleta en la palanca de mando (Paddle Switch) solamente cuando el mando se encuentre casi a su máximo de movimiento hacia atrás. Esto aumentara en un 33% el límite máximo de Gs. Pero no lo desactivara por completo. Una vez la palanca de mando regrese a su posición neutral, el sistema volverá a sus límites normales.

La Advertencia **"G-LIM OVRD"** se mostrará en el DDI junto **al MASTER CAUTION** cuando se active este sistema.

En caso de cualquiera de estas alarmas CG, R-LIM OFF, CAUT DEGD, MC1, o MC2, en caso de alguna falla con los pilones de armamento , información invalida en la cantidad de combustible falla eléctrica en el FCC; causara que el limitador sea bloqueado en +7.5Gs, independiente mente de cualquier otra circunstancia, también se activara el **"G-LIM 7.5**" en el DDI, el **Master Caution** y la alarma auditiva **"FLIGHT CONTROLS, FLIGHT CONTROLS, FLIGHT CONTROLS"**

8.5 Modo Ejercitador de los actuadores.

En caso de un arranque en climas muy fríos, el piloto puede iniciar este modo sosteniendo el switch "FCS BIT" y presionando "FCS RESET". Con este modo se cicla el estabilizador, flaps, alerones y timón al 20% de todo su movimiento por 10 ciclos en 20 segundos, este modo también debe usarse cuando el FCS RESET inicial durante el arranque falla.

8.6 Departure Warning Tone (Tono de advertencia para pérdida de control)

El término "departure" hablando de maniobras en un avión se refiere al punto donde el vuelo está próximo a de pasar de "vuelo controlado" a "Vuelo incontrolado" el avión cuenta con un tono auditivo que indica las diferentes etapas en el proceso de entrar a un "Vuelo no Controlado" El vuelo no controlado se refiere al punto de desplome o barrena.

Con relación al movimiento de Guiñada (YAW)

El tono "Beep" se inicia cuando se detecta un movimiento de guiñada con 40° por segundo, la frecuencia del "Beep" se incrementa al llegar a 60° por segundo, ya sobre 60° por segundo la frecuencia del BEEP es constante.

Con relación al Angulo de Ataque (AOA)

Arriba de un 35° de AOA y por debajo de -7° AOA el tono auditivo suena en una frecuencia constate.
Con Flaps en “FULL” el tono inicia a 12~ de AOA y se vuelve constante a 32~ AOA
Con Flaps en “HALF” el tono inicia a 15~ AOA y se vuelve constante a 35~ AOA

Con armamento aire-tierra o con tanques externos de combustible, el tono se maneja constante a 25~ de AOA.

8.7 SPIN RECOVERY SYSTEM SRS (Sistema de Recuperación para Barrena)

El sistema de recuperación para barrena, cuando engarzado, pone los controles de vuelo en modo *SRM* en lugar de *CAS*, esto permite al piloto tener total autoridad de alerones, elevador y timón sin ninguna interconexión entre ellos, también coloca los flaps de borde de ataque en 33~ y los de salida en 0~

El sistema tiene un Switch en la cabina con dos posiciones, estas indican las diferentes condiciones que se deben cumplir para que se active el sistema, una luz a un costado del switch se enciende “SPN RCVY” cuando el switch está en “RCVY”

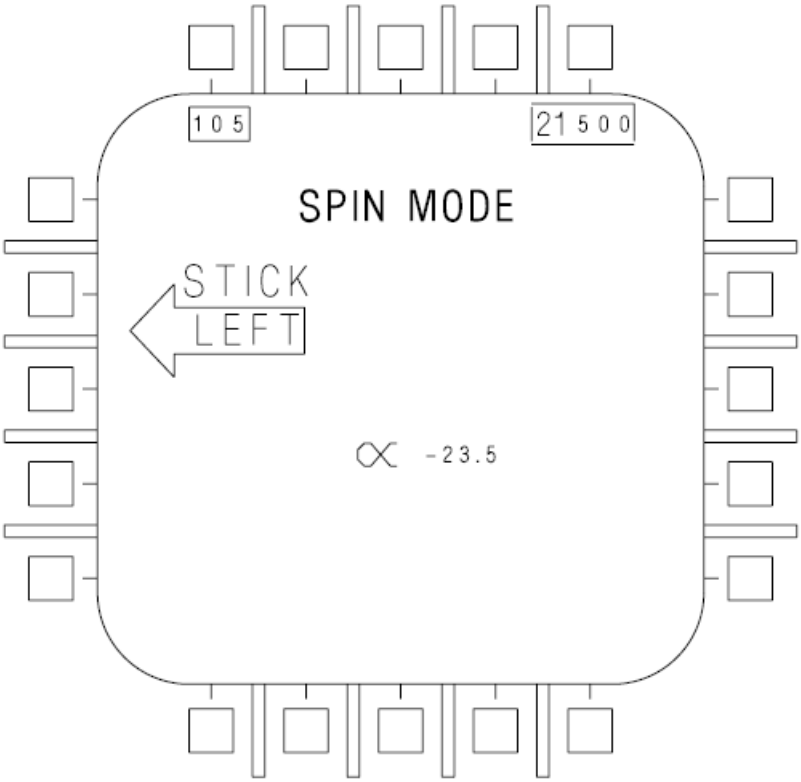
Cuando el Switch está en Normal se deben cumplir las siguientes condiciones para que se active el sistema de recuperación en barrena.

NORM 1.-Velocidad 120 +\- 15 nudos
2.-Movimiento constante y sin control de Guiñada
3.-La palanca de mando se coloca en la dirección indicada por el DDI

Los controles de vuelo regresan a modo CAS si la palanca de mando se coloca en la dirección contraria a la indicada en el DDI (a favor de la barrena), la velocidad aumenta por arriba de 245 nudos o el Movimiento de Guiñada se reduce o es menor a 15~ por segundo.

RCVY 1.-Velocidad 120 +\- 15 nudos

En modo RCVY los controles de vuelo se revierten a CAS cuando la velocidad aumenta por arriba de 245 nudos. En este modo se puede tener la palanca de mando en cualquier posición incluso hacia el lado de la barrena (Pro-barrena) y mientras este en 120 nudos, el sistema se activará.



DDI pantalla en modo de barrena

Modo NORM

Cuando el modo esta en NORM, con una velocidad de 120 +/-15 nudos y un movimiento de guiñada no iniciado por el piloto, aparece esta pantalla en ambos DDI. En caso de movimiento de guiñada a la izquierda aparece “LEFT STICK” en caso de movimiento a la derecha aparece “RIGHT STICK” (y flecha a la derecha)

Esto hace referencia para que el piloto mueva el control de mando hacia donde se le indica en el DDI para que el modo de salida de barrena se accione, una vez que el piloto realice la acción con el stick requerida se cambia la leyenda en ambas DDI de “SPIN MODE” a “SPIN MODE ENGAGED”

Esto significa que el modo se ha activado y debe comenzar la recuperación de la barrena.

Una vez que la velocidad aumente por arriba de 245 nudos, desaparece el modo SPIN de los DDI y se regresa a la pantalla “MENU”

Modo RCVY

Cuando el switch se pone en recovery, ambas pantallas cambian al instante a el modo SPIN “SPIN MODE”.
Si la velocidad es por debajo de 120 +/-15 Nudos la leyenda cambia a “SPIN MODE ENGAGED”, si aparece un movimiento de guiñada voluntario o involuntario, aparece la leyenda “STICK RIGHT o STICK LEFT” con su flecha correspondiente.

Cuando la velocidad aumenta sobre 245 nudos los DDI regresan a “SPIN MODE” y los controles vuelven a modo “CAS”

Cuando las pantallas están en “SPIN MODE” “SPIN MODE ENGAGED” la velocidad aparece en la esquina superior izquierda y la altitud en la superior derecha, así como el AOA en el centro

8.8 Flight Control Computers (FCC) (Computadora para control de vuelo)

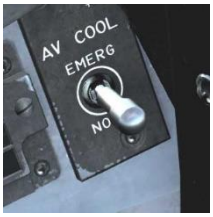
Dos computadoras FCCa y FCCb proveen de cálculos para determinar las características del vuelo.
Señales eléctricas generadas por el movimiento de la palanca de mando y pedales son transmitidas hacia ambas FCC (cada señal se envía por 4 diferentes canales para redundancia)
Las FCC usa estas señales junto a señales recibidas desde diferentes sensores en el avión para determinar que tanto se deben mover las superficies de vuelo para obtener la respuesta deseada del avión.
Las 4 señales de cada eje, (cabeceo, alabeo, guiñada) así como de los sensores internos del avión son continuamente monitoreadas independientemente por las FCC en busca de que todas las señales coincidan.
Por ejemplo en caso de que una de las 4 señales del movimiento de “cabeceo” no este en congruencia con las otras 3 señales, esta será descartada, o si no se logra asignar el error a un solo canal el sistema de control automáticamente pasa a un modo “degradado” en el cual no use esa señal.

Para asegurar la sobrevivencia del sistema en combate, un canal de cada computadora esta conectado por la parte superior del avión, mientras que otro canal se encuentra por debajo del avión. El FCCa está conectado del 28 VDC Essential, y la FCCb esta conectada al 28 DCV BUS derecho. Ambas computadoras son enfriadas normalmente por el sistema de enfriamiento de la aviónica (ventiladores) pero se puede seleccionar “aire de impacto” (viento exterior) para enfriar la FCCa solamente con el Switch **“AV COOL”**, la FCCa está conectada a la batería de emergencia y la FCCb está conectada a la batería utilitaria, en caso de interrupción eléctrica exista en el DC BUS, sensores dentro de las FCC automáticamente seleccionan energía auxiliar interna para operar hasta por 7 segundos. Esto asegura función ininterrumpida de las FCC durante cualquier carga y descarga de BUS y transferencia entre ellos.

Advertencia

FCS HOT CAUTION	La luz de “FCS HOT CAUTION” y la alerte en el DDI “FCS HOT” indican temperatura excesiva en la FCCa o en el R transformer-rectifier

AV COOL SWITCH



NORM	Ambas FCC y ambos T-R son enfriados por aire de aviónica (ventiladores)
EMERG	FCCa y T-R Derecho son enfriados por “aire de impacto” FCCb y T-R Izquierdo es enfriado por aire de aviónica

NOTA: La selección de “**EMERG**” no puede cancelarse, una vez seleccionado, FCCa y T-R derecho serán enfriados por aire de impacto independientemente de que el switch vuelva a “**NORM**”

8.9 CAS Control Augmentation System (Sistema de aumentación en el control

El sistema de control longitudinal (cabeceo)

utiliza información del ratio de cabeceo, aceleración y Angulo de ataque para hacer los cómputos requeridos en el actuador del estabilizador horizontal.
La respuesta del avión es comprada con el movimiento de la palanca de vuelo y el actuador en el estabilizador horizontal se mueve para reducir la diferencia a cero.
Con el switch de FLAPS en “**AUTO**” Cualquier movimiento del avión que no sea directamente indicado por el piloto con el control de mando será reducido a cero, el avión es constantemente compensado (TRIM) para lograr estabilidad y así lograr un vuelo sin manos “hands off” a 1G en todo momento. Normalmente no se requiere usar el compensador manualmente.
(Ej. Si uno sube la nariz del avión a 10° y espera a que el compensador se centre, el avión seguirá volando 10° nariz arriba aun cuando soltemos la palanca de mando)

En modo de aterrizaje o despegue (**Flaps “HALF” “FULL”**) Se utiliza la ratio de cabeceo y el AOA para aumentar la estabilidad y amortiguar el movimiento de cabeceo.

El control lateral (Balanceo)

utiliza los alerones, los flaps de borde de salida, de entrada, el estabilizador horizontal diferencial y el timón de dirección para lograr las características deseadas durante el balanceo (ROLL).
A velocidades altas, el movimiento de los alerones contra el movimiento de la palanca de mando es reducido y los alerones no se mueven por arriba de 600 nudos. El movimiento diferencial del estabilizador de horizontal y movimiento diferencial de los flaps del borde de ataque son reducidos a altas velocidades para evitar cualquier daño estructural.
Los flaps del borde de ataque se mueven diferencialmente (ala izq y ala der.) hasta +/-3° por debajo de 30,000 pies y arriba de MACH 0.7 Este movimiento diferencial de los flaps de ataque no son sucede en modo despegue o aterrizaje (Flaps **HALF** o **FULL**) o cuando el AOA es mayor a 10° en modo **“AUTO”**. A Bajas velocidades el movimiento de alerones y el diferencial del estabilizador horizontal es reducido con el aumento del AOA para minimizar el movimiento de guiñada adversa.
El movimiento diferencial del estabilizador horizontal también es reducido cuando exista un movimiento de cabeceo (PITCH) que requiera prioridad al de balanceo (ROLL).
Con el movimiento lateral del control de mando, la interconexión entre el timón de dirección y el movimiento de balanceo (RSRI, Rolling-surface-to-rudder interconnect) programa un aumento en la deflexión del timón de dirección en función de una reducción de velocidad y aumento de AOA, esto para lograr un control durante el viraje, así como lograr un viraje coordinado y reducir el movimiento de guiñada adverso.

Con armamento aire-tierra en los pilones o con tanques de combustible en ellos, la velocidad del movimiento de balanceo (ROLL RATE) es reducido en un 33%. Si todos los pilones muestran una situación de **"HUNG"** en el DDI este límite es removido, pero aparece en el DDI la advertencia **"R-LIM OFF"**

El sistema de control de dirección

Utiliza dos timones gemelos para el control del movimiento de guiñada. El FCS reduce el movimiento de guiñada para proveer suspensión a este (YAW DAMPING). El RSRI y la interconexión entre la velocidad del movimiento de balanceo y el timón ayudan a los virajes coordinados.

A bajo y medio Angulo de ataque el usar al máximo un pedal del timón, este solo logra ½ de su máximo movimiento, en ángulos de ataque altos, este obtiene el total de su movimiento posible. En altas velocidades el movimiento del timón de dirección es reducido para evitar daños estructurales.
El sistema de control utiliza una lógica especifica que incrementa las cualidades de vuelo con AOA superiores a 20°. Respuesta a la maniobra "sideslip" hacia los alerones y estabilizadores horizontales incrementa la resistencia a la pérdida de control, así como ayudar a la estabilidad en la guiñada, en maniobras de balanceo (ROLL) el estabilizador horizontal diferencial se mueve en sentido contrario del Roll para incrementar el rendimiento en AOA mayores a 35°.
Un método de incrementar el desempeño con AOA mayores a 30° se provee cuando el movimiento lateral del la palanca de mando y el pedal son aplicados en la misma dirección. cabeceo/balanceo excesivo se previene dando una prioridad temporal al eje del cabeceo durante maniobras con balanceo y cabeceo simultaneo.

El efecto "toe-in, toe-out" del timón de dirección se refiere a la posibilidad de este de apuntar ambos timones hacia adentro o ambos hacia afuera, esto está en función del AOA° con un máximo de "Toe-in" hacia adentro de 30° cada uno a con un AOA menor a 2° o con el avión en tierra y va decreciendo hacia 0° a 15° Toe-out "hacia afuera" con 11° de AOA. Este mismo efecto se utiliza en modo despegue y aterrizajes para reducir la distancia de rotación (despegue).

8.10 DEL Direct Electrical Link (Conexión directa eléctrica)

Cada FCCs está conectada por 4 señales eléctricas a cada superficie de vuelo, en caso de múltiples fallas en estas conexiones eléctricas o en las FCCs mismas, el modo normalmente "CAS" cambia automáticamente al modo "DEL", este modo brinda una conexión eléctrica directo a cada eje de vuelo. En modo "DEL" el avión tendrá baja estabilidad y reducción en la eficiencia de los controles de vuelo.

Existen dos modos "DEL", el Digital y el Análogo. Cuando el modo "DEL" esta activado aparecerla la palabra "DEL ON" en el DDI.

DEL Digital

Con los FLAPS en “AUTO”, el DEL digital para el cabeceo provee control a los estabilizadores horizontales tras tres fallas en los giroscopios o en los acelerómetros. Con Flaps en “HALF o FULL”, el DEL digital de cabeceo provee control tras tres fallas en los giroscopios. En DEL digital, el compensador de cabeceo se ve reducido en su velocidad de respuesta en un 25%.

El DEL Digital para el balanceo (ROLL) se activa con 3 fallas similares en los giroscopios del balanceo, el compensador no se ve afectado.

La guiñada en modo DEL provee control direccional cuando aparecen 3 fallas en los giroscopios de guiñada, con aumento de velocidad la fuerza para mover los pedales se incrementa en relación con el movimiento físico del timón. En caso de requerir DEL digital para la guiñada, también se activara el DEL digital para el balanceo.

DEL Análogo

Este modo envía señales eléctricas directas desde la palanca de mando hacia los actuadores en los ejes, sin pasar por ningún otro sensor o procesador, se activa para el balanceo y la guiñada cuando existen tres fallas en los procesadores digitales, el modo de balanceo también se activa si tres señales a los alerones aparecen en “Xd” en la pagina de FCS del DDI así como el DEL análogo de guiñada se activa cuando tres señales del timón de dirección se encuentran en Xd, si se activa el modo de guiñada en DEL análogo, también se activara el DEL digital para el balanceo.

La alerta “DEL ON” no aparecerá cuando el balanceo entra en “DEL análogo” (guiñada, sí)No existe DEL análogo para el cabeceo.

NOTA: Extreme precauciones con DEL Análogo. El vuelo en esta configuración no ha sido probado

8.11 MECH (sistema mecánico de control)

Existe una conexión mecánica de emergencia para el estabilizador horizontal, este gracias a su movimiento diferencial provee control para el cabeceo y el balanceo. La alerta “MECH ON” aparece en el DDI cuando este modo esta activado.

En este modo el movimiento de la palanca de vuelo controla directamente el movimiento del estabilizador horizontal, sin pasar por los sensores de resistencia, FCCs, giroscopios o acelerómetros o cualquier otra conexión eléctrica. Esto lo logra gracias a una conexión mecánica directa al estabilizador.

Cuando los flaps se encuentran en “HALF o FULL” un sistema mecánico incrementa el movimiento del estabilizador en relación con la palanca de vuelo para así incrementar la efectividad de este durante el aterrizaje, el compensador mueve físicamente la palanca de mando desde su posición neutral.

En modo normal de vuelo (CAS) el estabilizador horizontal se mueve en función de varios sensores, por lo tanto no se encuentra en una posición relativa a la posición física de la palanca de

mando, en caso de una reversión al modo “MECH”, puede existir una gran diferencia entre la posición de la palanca de mando y la posición del estabilizador horizontal, por lo tanto en el caso de que se active el modo “MECH”, la señal del estabilizador a las FCCs lentamente desaparecerá, durante esta pérdida gradual de señal, las FCCs intentaran igualar la posición del estabilizador con la palanca a una velocidad de ½° a 1° por segundo, si la diferencia es relativamente pequeña el cambio del cabeceo será mínimo, sin embargo si la diferencia entre estos es mayor se podrá sentir un cabeceo arriba o abajo dependiendo de la situación. Durante esta pérdida gradual de señal no se tendrá control completo del estabilizador horizontal pero cuando termine esta pérdida gradual de señal volverá el control total del estabilizador.

8.12 Controles secundarios de vuelo

Los controles de vuelo secundarios son; Flaps de borde de ataque, Flaps de Borde de salida, Alerones en función para hipersustentación (Aleron DROOP*) y el freno de aire.*nota del traductor.
Aleron Droop, se refiere al funcionamiento de ambos alerones para incrementar la sustentabilidad del avión a bajas velocidades, esto lo logran apuntando ambos alerones hacia abajo.

FLAPS

Los flaps en el borde de ataque (al frente del ala) y al borde de salida (en la parte posterior) se controlan en función del modo de FCC para proveer las características de vuelo deseadas en todas las facetas de vuelo. La extensión de estos es limitada por la velocidad MACH o por la velocidad indicada en nudos. Los flaps de borde de ataque se mantienen completamente retraídos sobre 1.2 de MACH independientemente del AOA. Los flaps de borde de salida se mantienen completamente retraídos a 1.0 M independiente también del AOA.

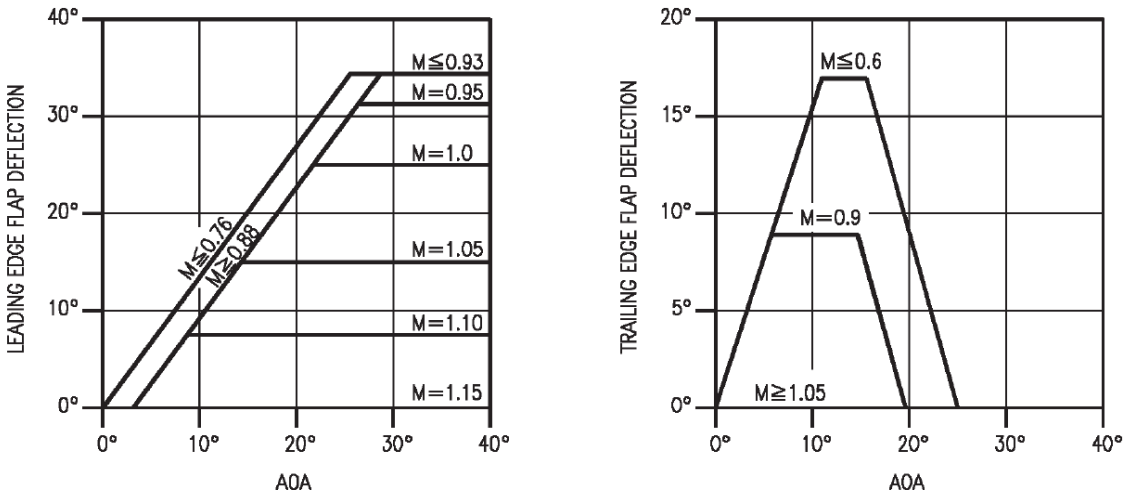


Imagen: se muestra la relación para la posición de flaps de borde de ataque (izq) y borde de salida (der) en función de AOA y velocidad

Operación de los flaps

"AUTO"	Con el avión en aire, los flaps de ataque y salida se mueven en función del AOA Con el avión en tierra, los flaps de ataque y salida así como la función DROOP de alerones se mantendrán en 0°
"HALF"	Por debajo de 250 nudos, los flaps de ataque se mueven en función del AOA, Los de borde de salida y el DROOP de alerones se mueven en función de la velocidad manteniendo como máximo un 30° de extensión. Arriba de 250 nudos, los flaps operaran igual que el modo "AUTO" y la luz ambar aparecerá "FLAPS" para recordar de ser retraídos. En tierra, los flaps de ataque estarán en 12°, los de salida el droop en 30°
"FULL"	Por debajo de 250 nudos, los flaps de ataque se mueven en función del AOA, Los de borde de salida y el DROOP de alerones se mueven en función de la velocidad manteniendo como máximo un 45° de extensión para los flaps y 42° para el alerón droop. Arriba de 250 nudos, los flaps operaran igual que el modo "AUTO" y la luz ámbar aparecerá "FLAPS" para recordar de ser retraídos. En tierra, los flaps de ataque estarán en 12°, los de salida entre 43° y 45° y el alerón droop será en 42°.

GAIN Switch

Este switch tiene la función de permitir al piloto asignar una posición fija en las superficies secundarias de vuelo independiente de la velocidad y AOA, pero en función de la posición del Switch "FLAPS"

NORM	Flaps operan como se describió anteriormente
ORIDE	Con el switch flaps en "AUTO", los flaps de ataque y salida se encontrarán fijos en 3° abajo, el Droop de alerones en 0°. En esta posición el avión se controla normalmente en velocidades crucero, se recomienda mantenerse subsónico y con una velocidad indicada por debajo de 350 nudos para mantener control, también mantenerse por debajo de un AOA de 10°. Para realizar transición desde este modo desde flaps "HALF o FULL" se recomienda hacerlo a una velocidad de 200 nudos indicados. En este modo se encenderá la luz ambar "FLAPS" y en el DDI aparecerá "CRUIS"
	Con los flaps en "HALF", manténgase por debajo de 200 nudos y como máximo un AOA de 15°. El vuelo con un AOA de 8.1° es recomendado. Los flaps de ataque estarán en 17°, y los de salida asi como el DROOP de alerón quedarán fijos en 30°. La luz amarilla de "FLAPS" quedará encendida y en el DDI aparecerá "LAND"
	Con los flaps en "FULL", se debe mantener un vuelo por debajo de 160 nudos y un AOA de 12° como máximo. El vuelo a un AOA 8.1° es recomendado. Los flaps de

ataque estarán fijos en 17°, los de salida en 45° y el DROOP de alerón en 42°. La luz de “FLAPS” quedará encendida y en el DDI aparecerá “LAND”

8.13 FCC STATUS DISPLAY

9.0 Piloto Automatico.