

Presentación exterior del Motor Trent 500



*Realizado por: JM Revenga
Marzo 2025
Rev nº1. Noviembre 2025
Rev nº2. Enero 2026*

***Asociación de Amigos del Museo del Aire y del Espacio.
Grupo de Guías***

El objeto de esta presentación, es la de familiarizar de una manera somera, la parte externa del Motor Roll Royce Trent 500 al Grupo de Guías de la AAMA, en el Museo del Aire y del Espacio.

Recientemente se ha incorporado este motor a la colección de motores que exhibe el Museo en el hangar 2.

Este motor, por sus características, tamaño y espectacularidad, es presumible que va a despertar, en nuestros visitantes, numerosas y novedosas preguntas, a las que debemos estar preparados para responder, con solvencia y sencillez.

Muchos de los conceptos que aquí, se van a explicar, son ya conceptos que se usan en los motores de reacción, que conocemos, pero que al estar controlados electrónicamente, en este motor, parecen que nos enfrentamos a cosas nuevas. Pero no es así, lo único y lo que le hace tan complejo, es su control electrónico y su interconexión con los diferentes sub sistemas ATA's, del resto del motor.

Espero que sirva al colectivo de Guías, para además de ampliar un modesto conocimiento, poder responder a preguntas y observaciones que hagan los visitantes a nuestro Museo.

Con esa intención, es con la que os presento este trabajo.

Muchas gracias.

A/C	ENGINE	THRUST (lb)	FLAT RETED TEMP	BYPASS RATIO	DRY WEIGHT	OPTIONAL MAX T/O THRUST (lb)
A340-500	RB211 TRENT 553	53000	ISA + 15	7,5 : 1	5000kg (11000 lbs)	56000
A340-600	RB211 TRENT 556	56000	ISA + 15	7,5 : 1	5000kg (11000 lbs)	60000



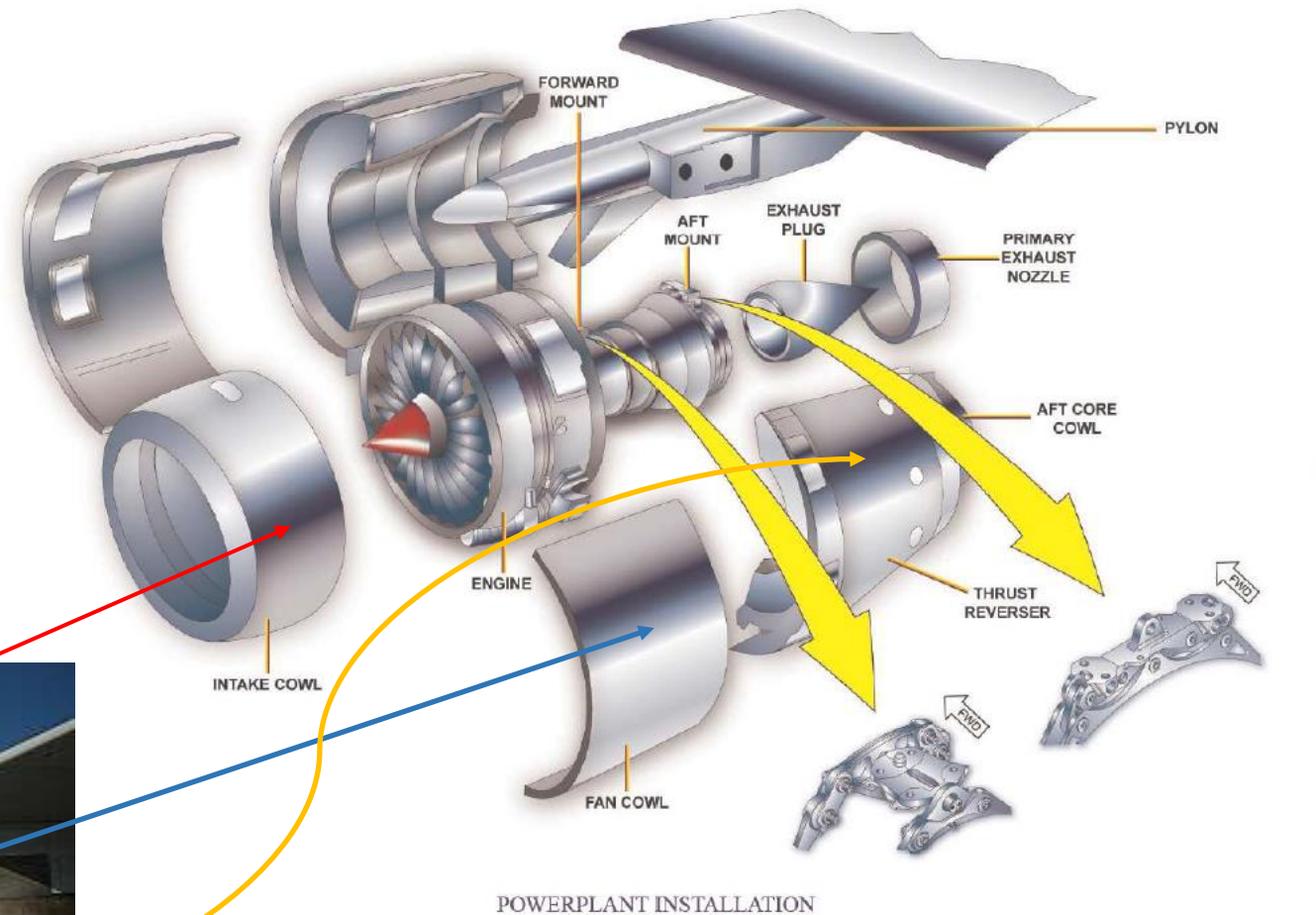
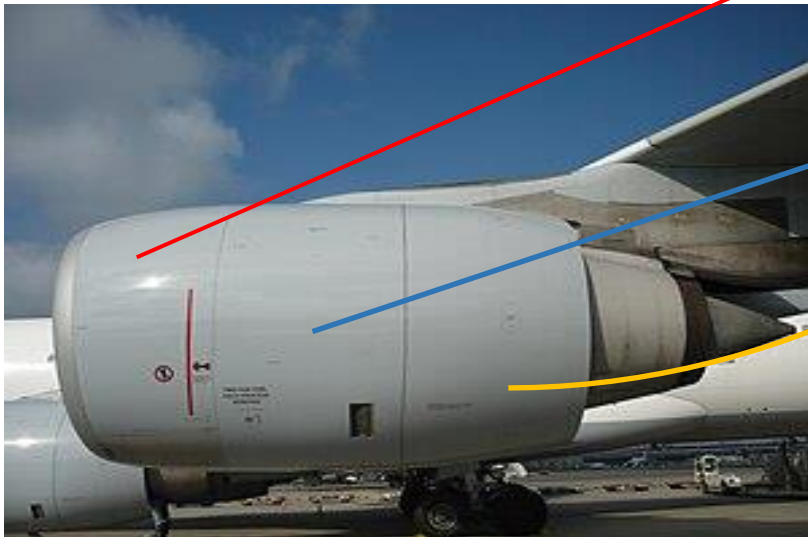
POWERPLANT INTRODUCTION

Características

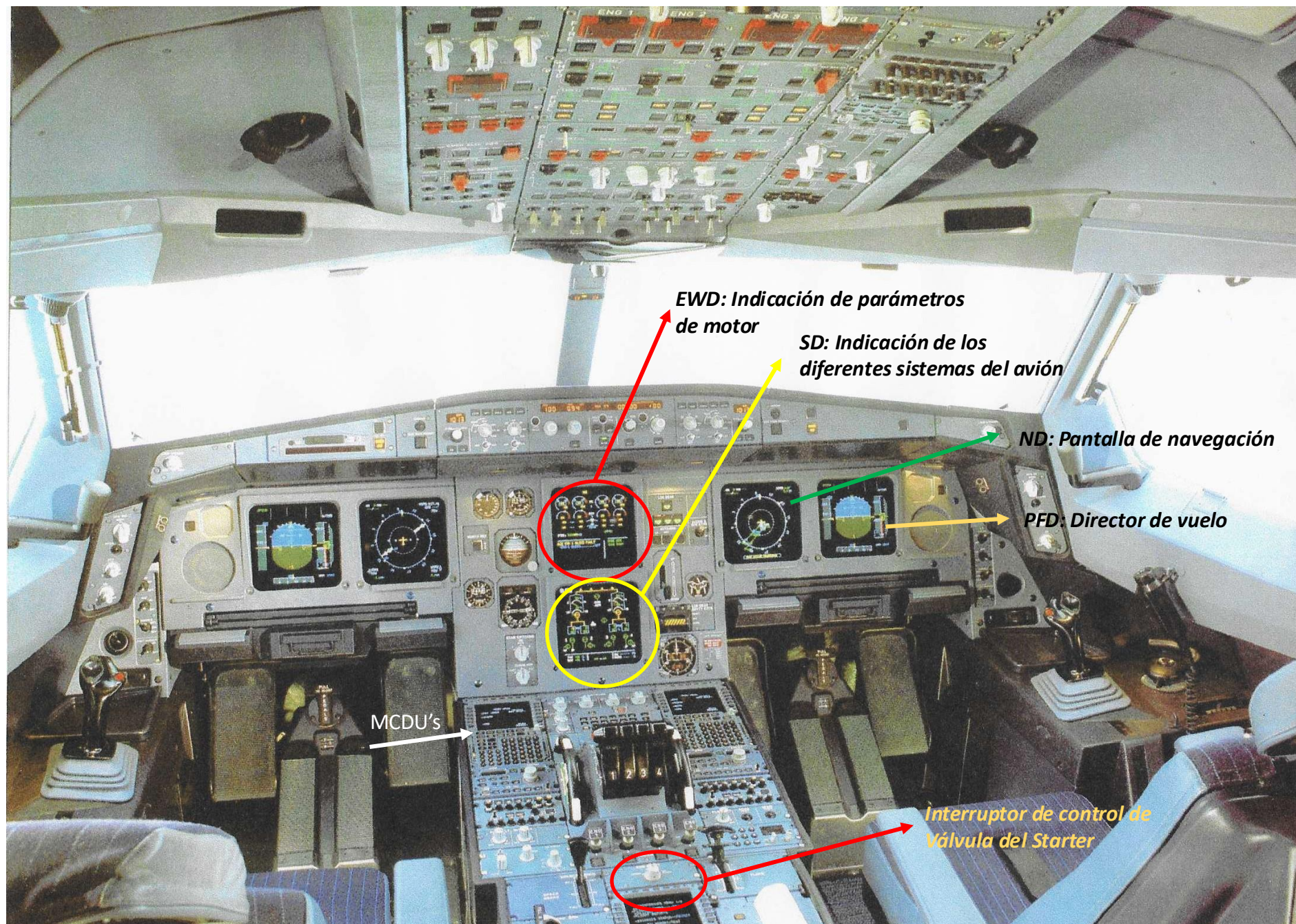
Peso:	4.990 Kg
Longitud:	3,9 mts
Diámetro del Fan:	2,47 mts
Relación de Derivación:	7,61:1
Flujo Másico de Aire:	879,6 kg/s
Flujo Másico Primario:	102,33 kg/s
Flujo Másico Secundario:	777,67 kg/s
Consumo de combustible:	2.054 kg/h
Carga combustible Total en avión:	163.600 kg
204.500 Lts x 0,80 (densidad)=	163.600 kg



El motor y su montaje en el avión junto a los distintos componentes que forman el conjunto de motor carenado.



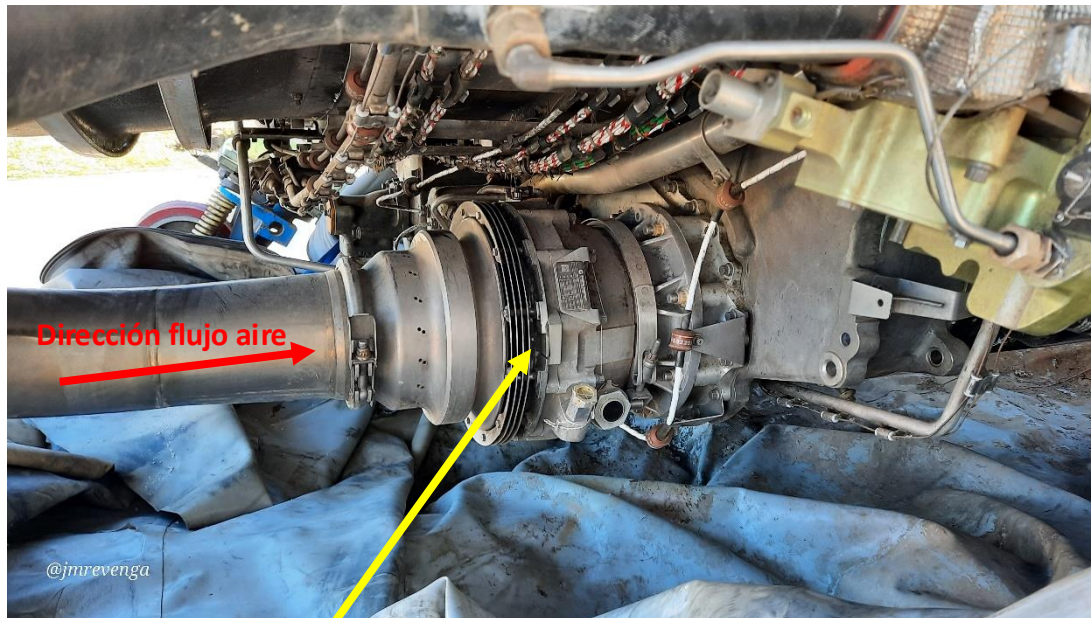
El capot de reversa (Thrust Reverser), es también el Conducto de Fan.



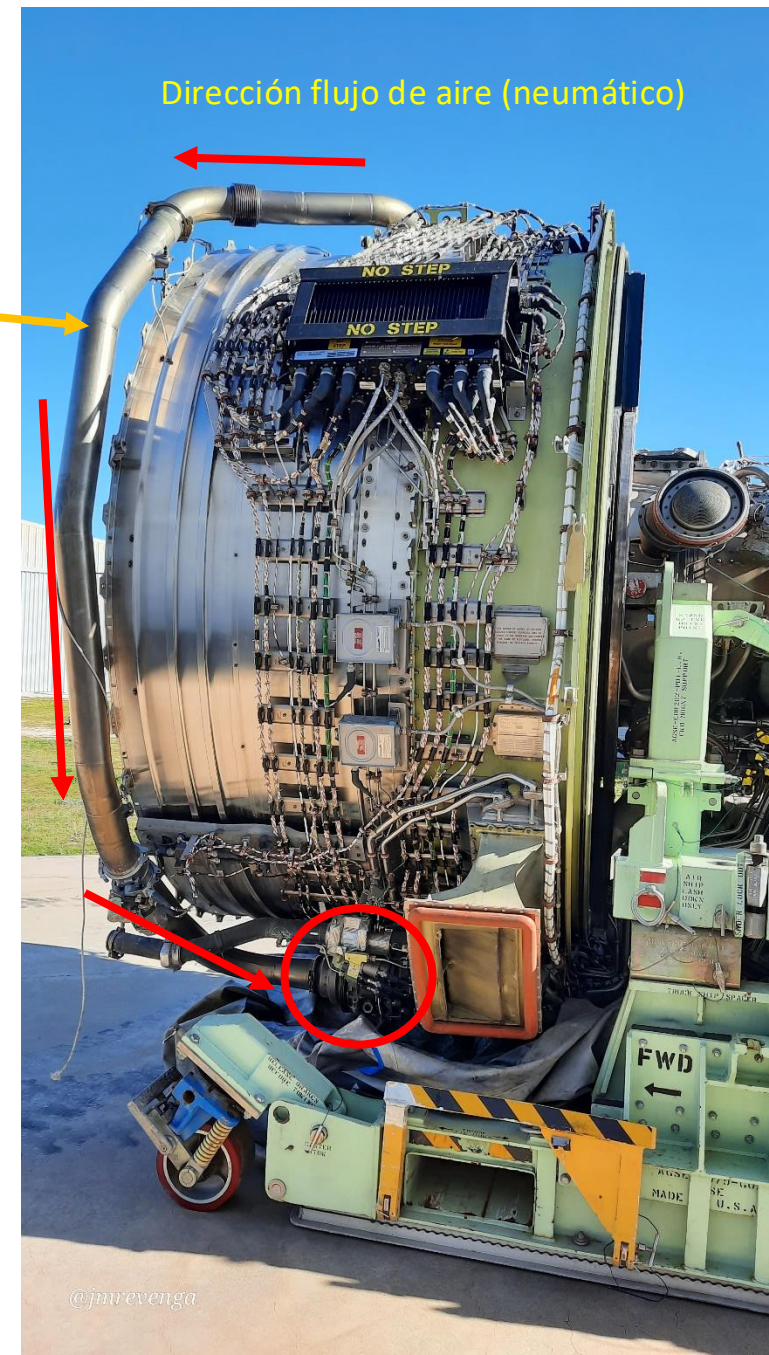
Conducto neumático para la puesta en marcha, -

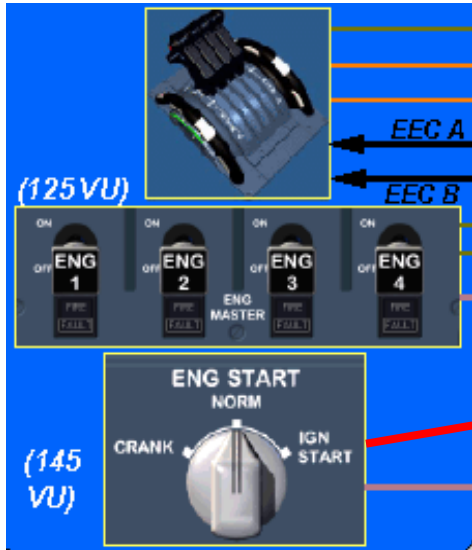
Starter-

Esta presión de aire (neumático) proviene del APU (Unidad de potencia auxiliar), de alimentación de otro motor, o de un grupo de tierra (GPU).

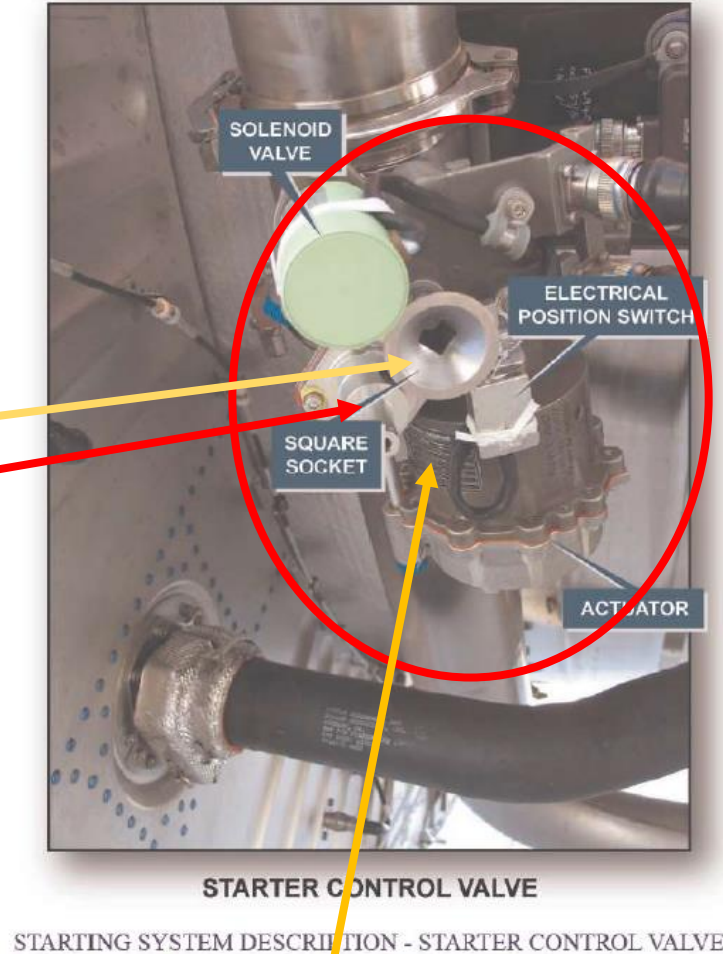


Puesta en marcha o Starter.



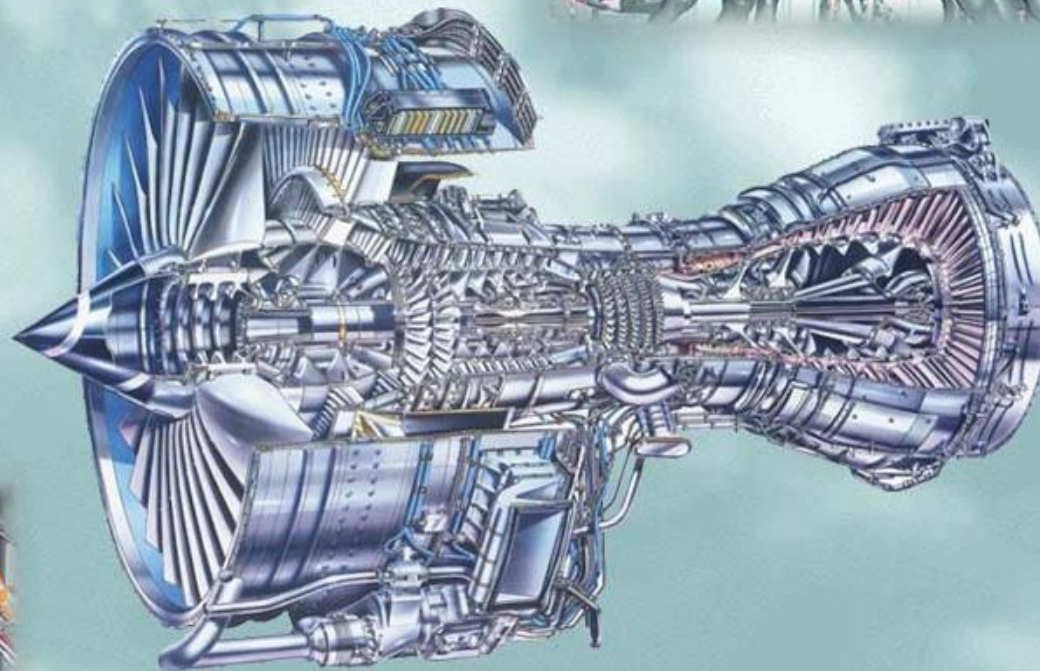


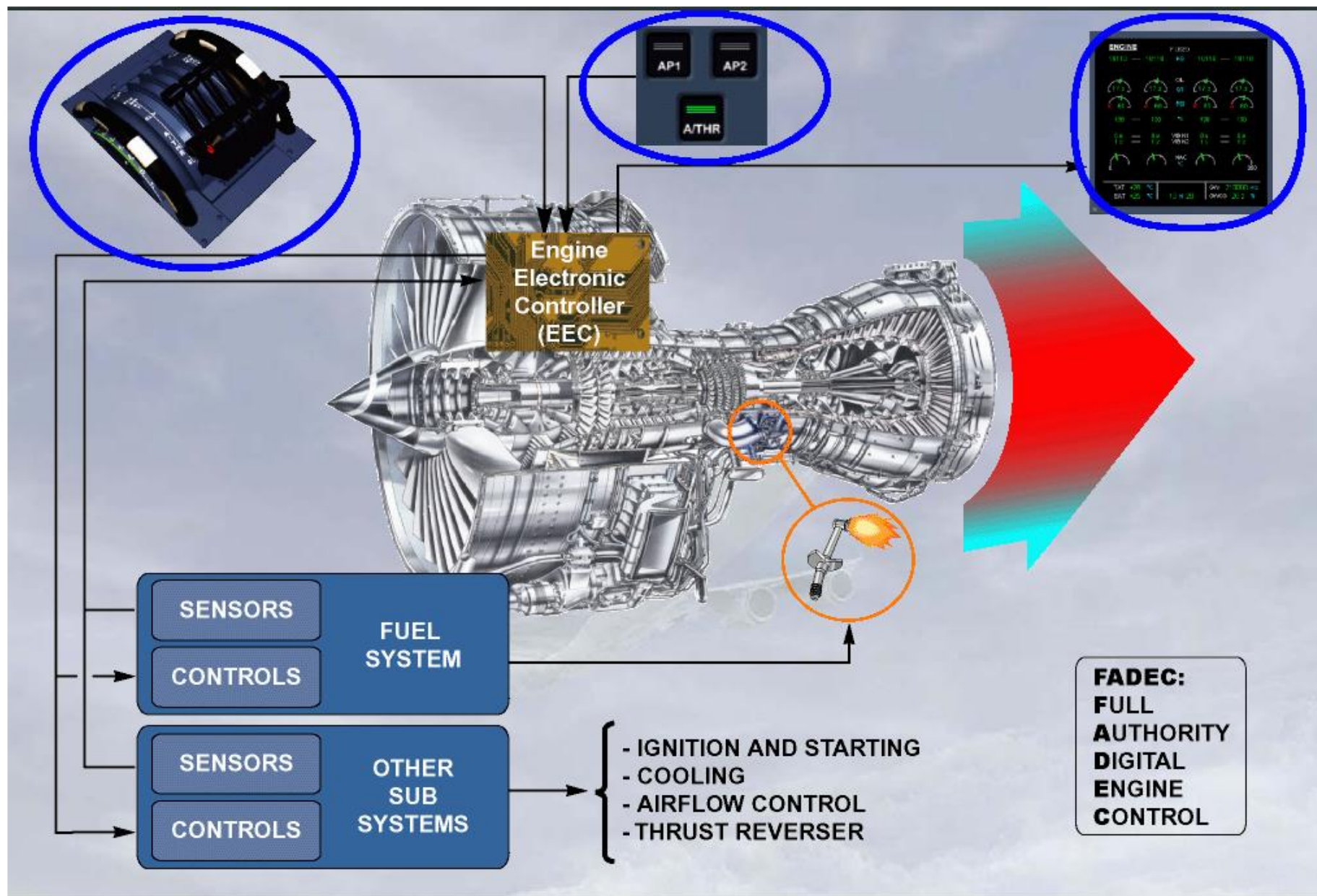
Cuadradillo para herramienta
en caso de apertura manual.



Válvula de control del Starter

FADEC System Presentation

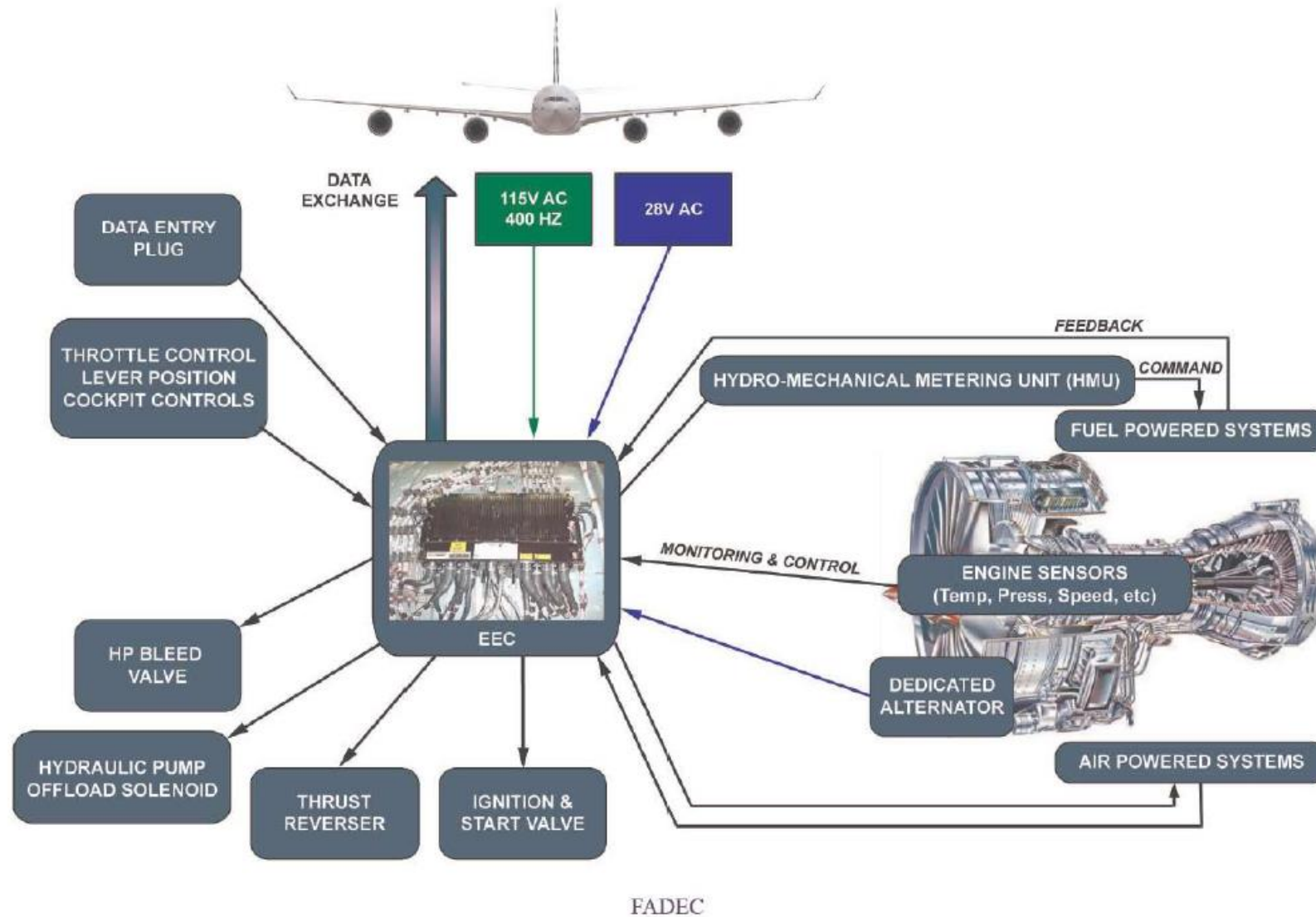


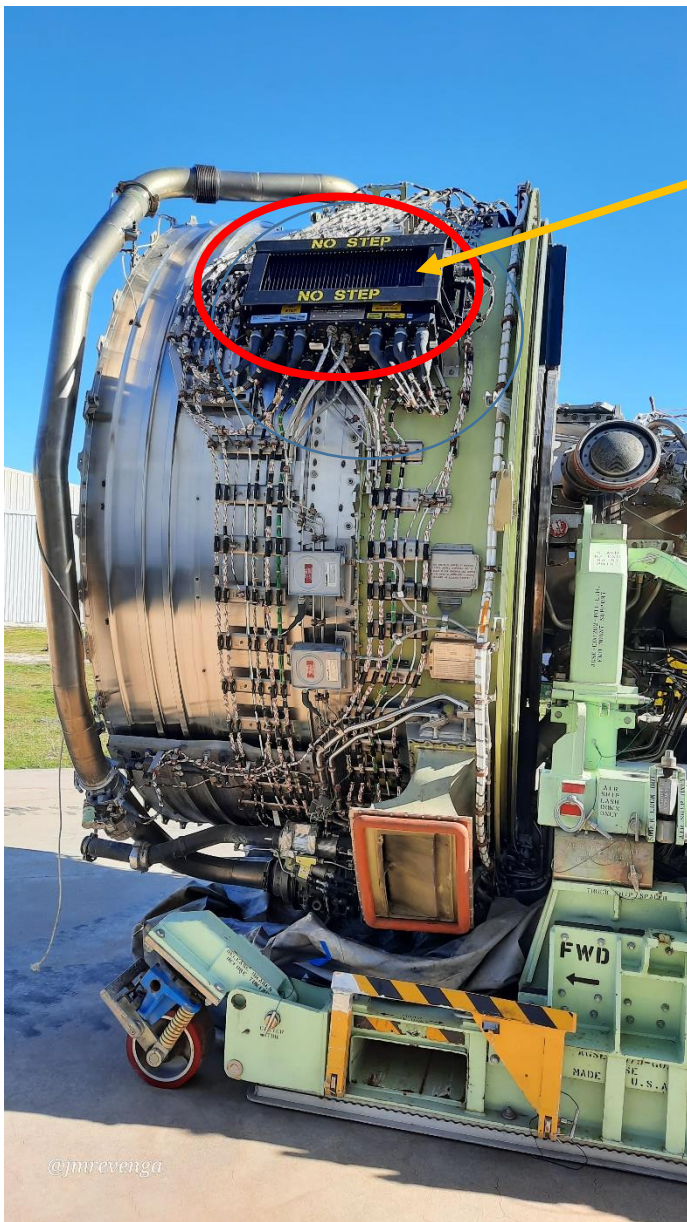


Control del Motor.

El control del motor es controlado por el FADEC.

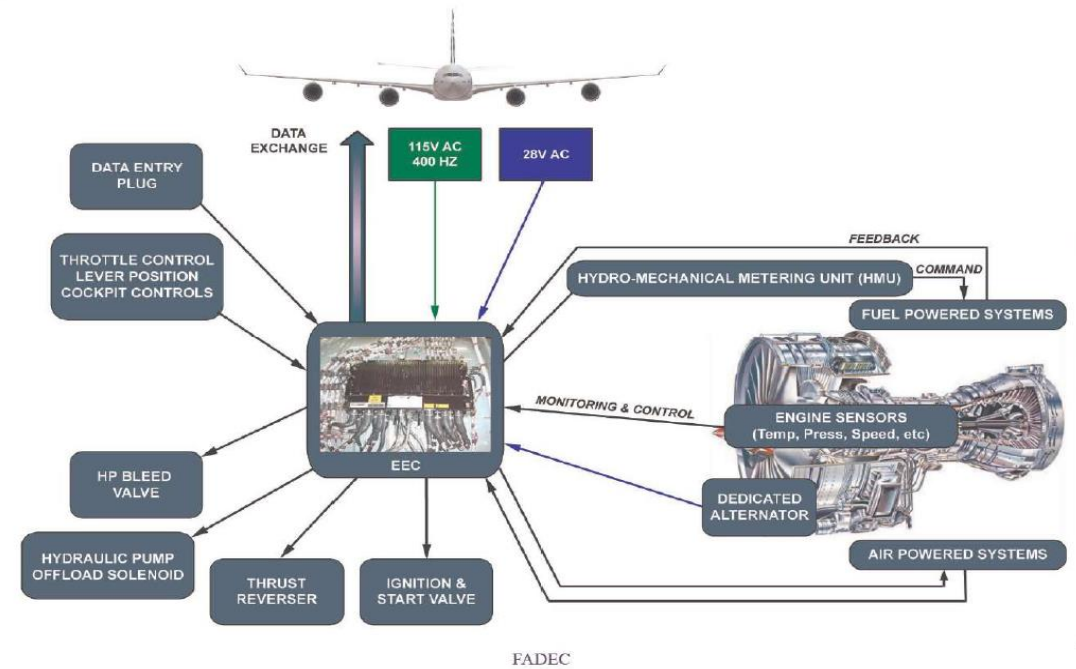
FADEC:
Full Authority Digital Engine Control.

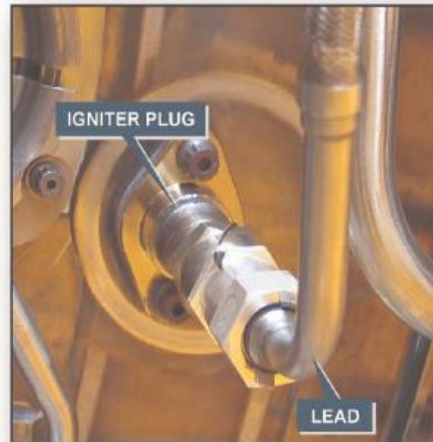
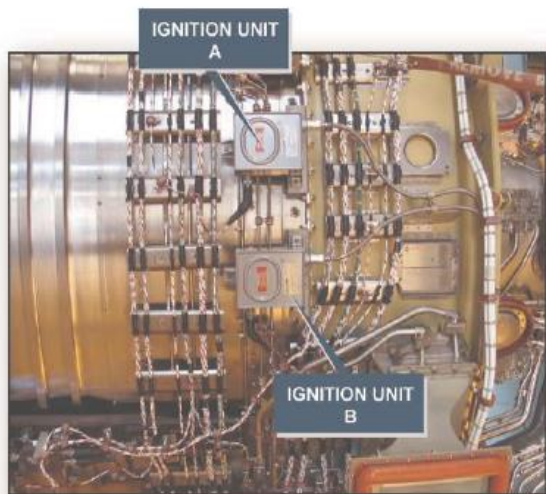




EEC: Engine Electronic Controller

El FADEC lo componen la EEC (Engine Electronic Controller) y los sensores de motor.





IGNITION SYSTEM DESCRIPTION - IGNITION UNITS & IGNITER PLUGS AND LEADS

Bujía (Igniter plug), sistema "B" en la parte inferior del motor.

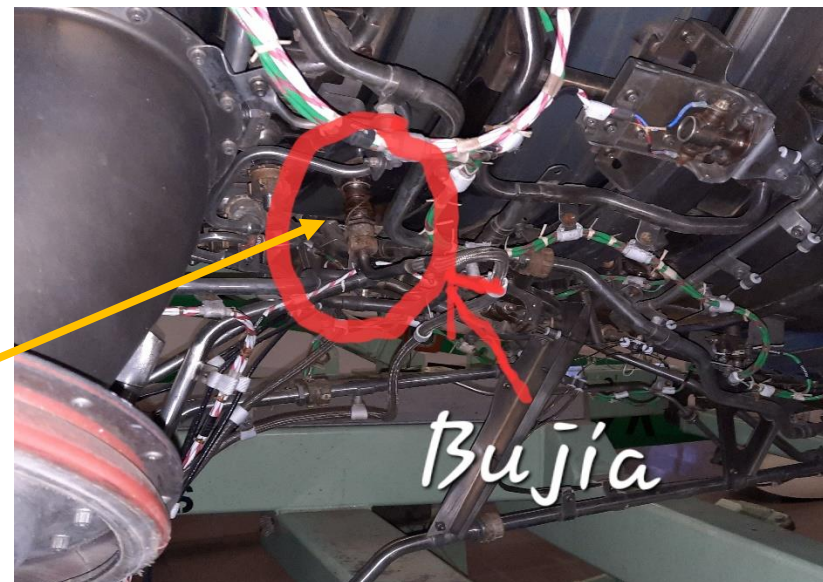
IGNITION AND STARTING D/O (3)

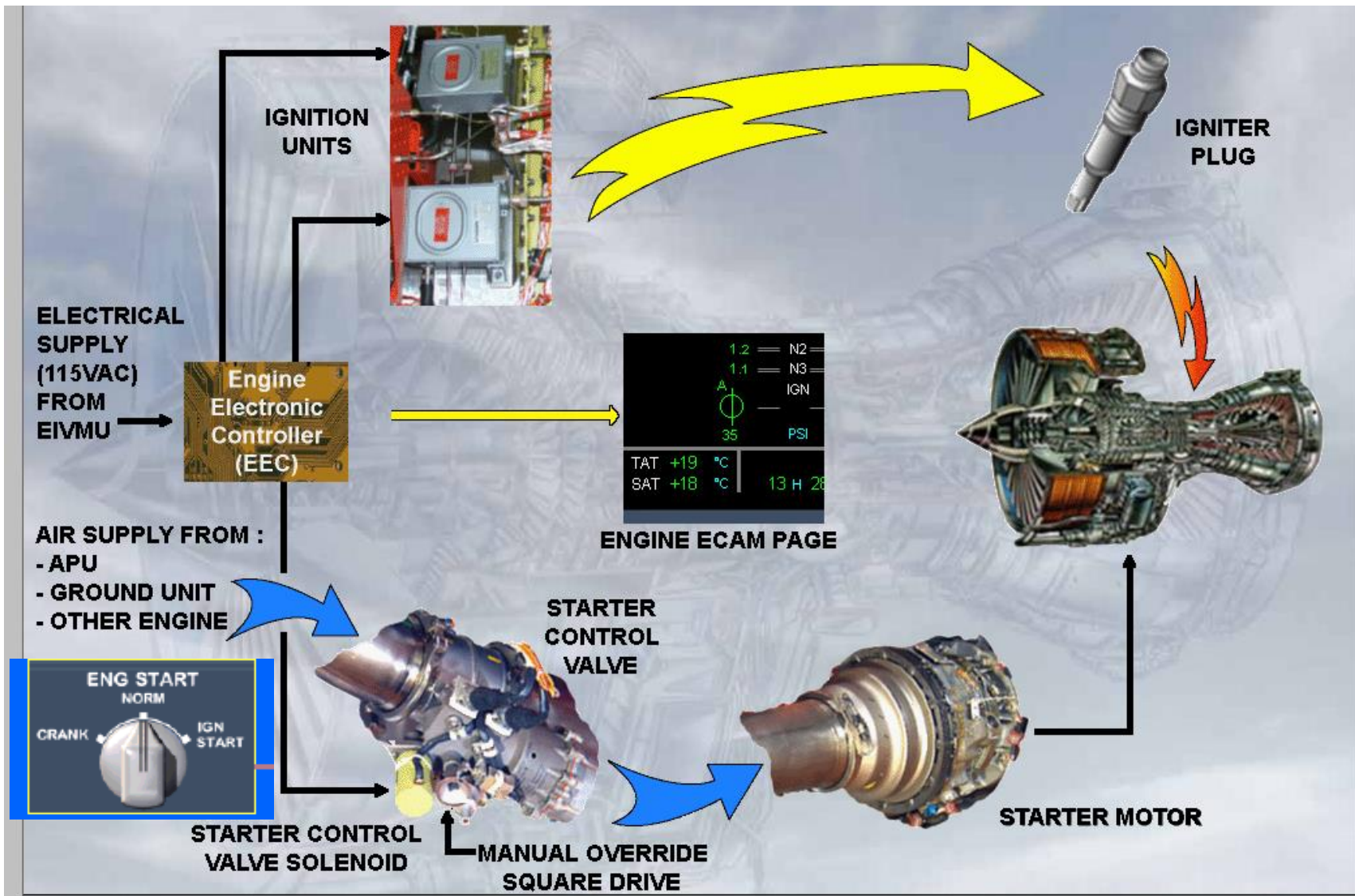
IGNITION SYSTEM DESCRIPTION (continued)

IGNITION UNITS

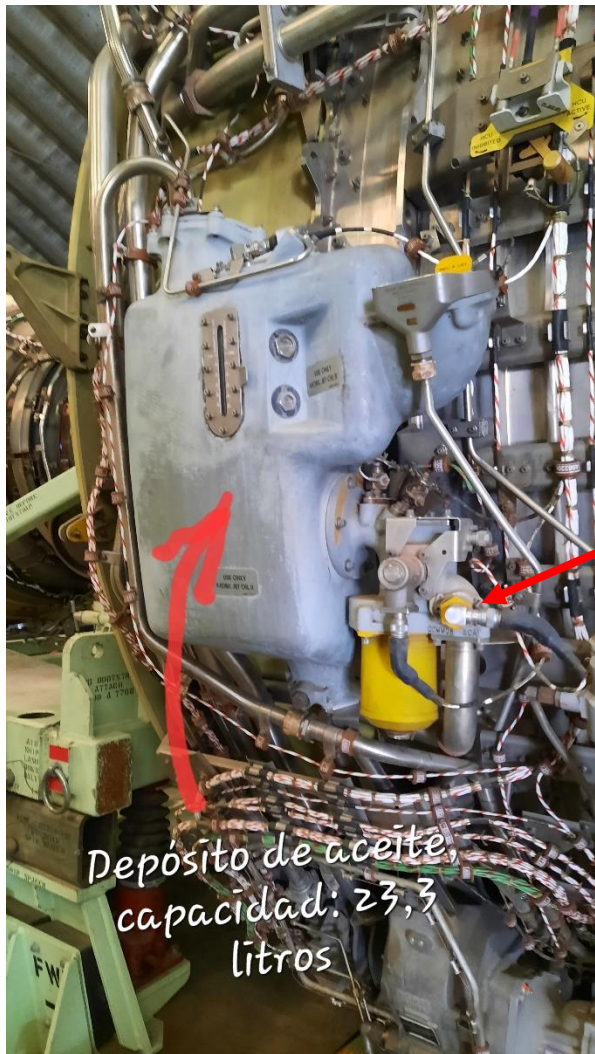
Two ignition units are located on the left hand side fan case at 10 o'clock position. The top ignition unit is a system A and the bottom one is a system B. Each ignition unit has a capacitance discharge circuit exciter. It changes 115 volts AC/400 Hz power to a high voltage output of between 2.6 and 3.15 K volts.

The ignition systems are high voltage, and high energy type. Energy is stored in the ignition unit and is released by the exciter to give a spark to the igniter plug with a minimum rate of 60 sparks per minute.





Secuencia de puesta en marcha de motor y encendido.



Depósito de aceite
capacidad: 23,3
litros



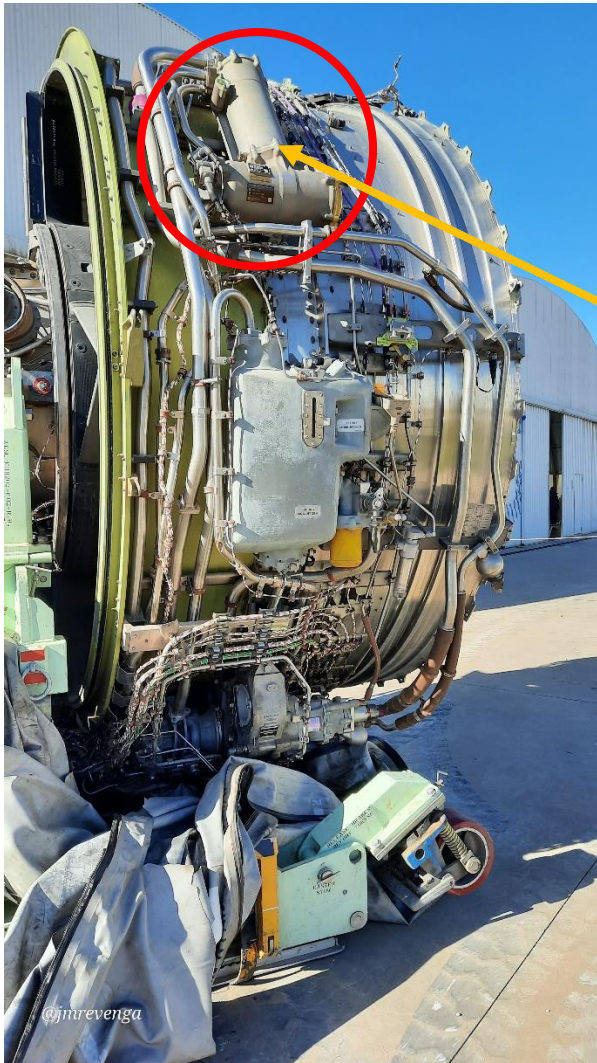
Master chip
(Detector
principal de
virutas
metálicas)



Bomba hidráulica
de motor

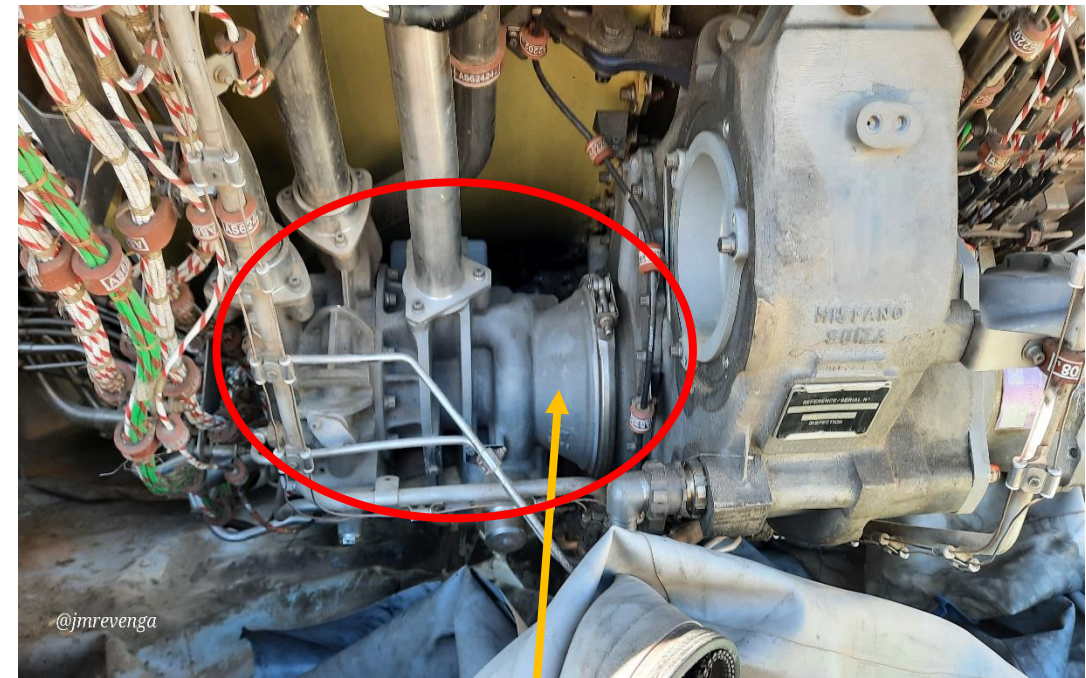
Capacidad del depósito de aceite: 23,3 lts.
Si el detector principal de virutas, detecta partículas metálicas, envía señal a la pantalla del ECAM en cabina.
Si la temperatura del aceite, alcanza 196° por más de 1,5 seg, envía señal al ECAM en cabina.

Bomba hidráulica de motor.
La presión del sistema hidráulico se utiliza para mover superficies de vuelo, trenes de aterrizaje, puertas de bodega.
Cada motor lleva una bomba.
El motor 1 y 4 alimentan el sistema verde, el motor 2 alimenta el sistema azul y el número 3 el sistema amarillo.
El liquido hidráulico que se utiliza es altamente irritante. (A quien no le haya caído una gota en un ojo, no sabe lo que es rabiarse.)

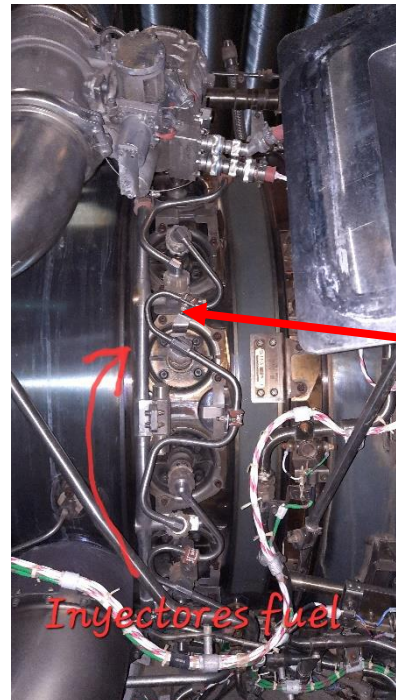


Intercambiador de calor de aceite/combustible.

El aceite de motor es enfriado por el combustible, proveniente de los tanques de combustible, que a su vez se calienta por el aceite de motor.



Bomba principal de combustible, que a su vez alimenta a la HMU (Hydromechanical Metering Unit) "Control de combustible"



Rampa de inyectores de combustible a la cámara de combustión



El aceite que se utiliza para lubricar la IDG, es independiente del aceite del motor. Normalmente es de la misma especificación.



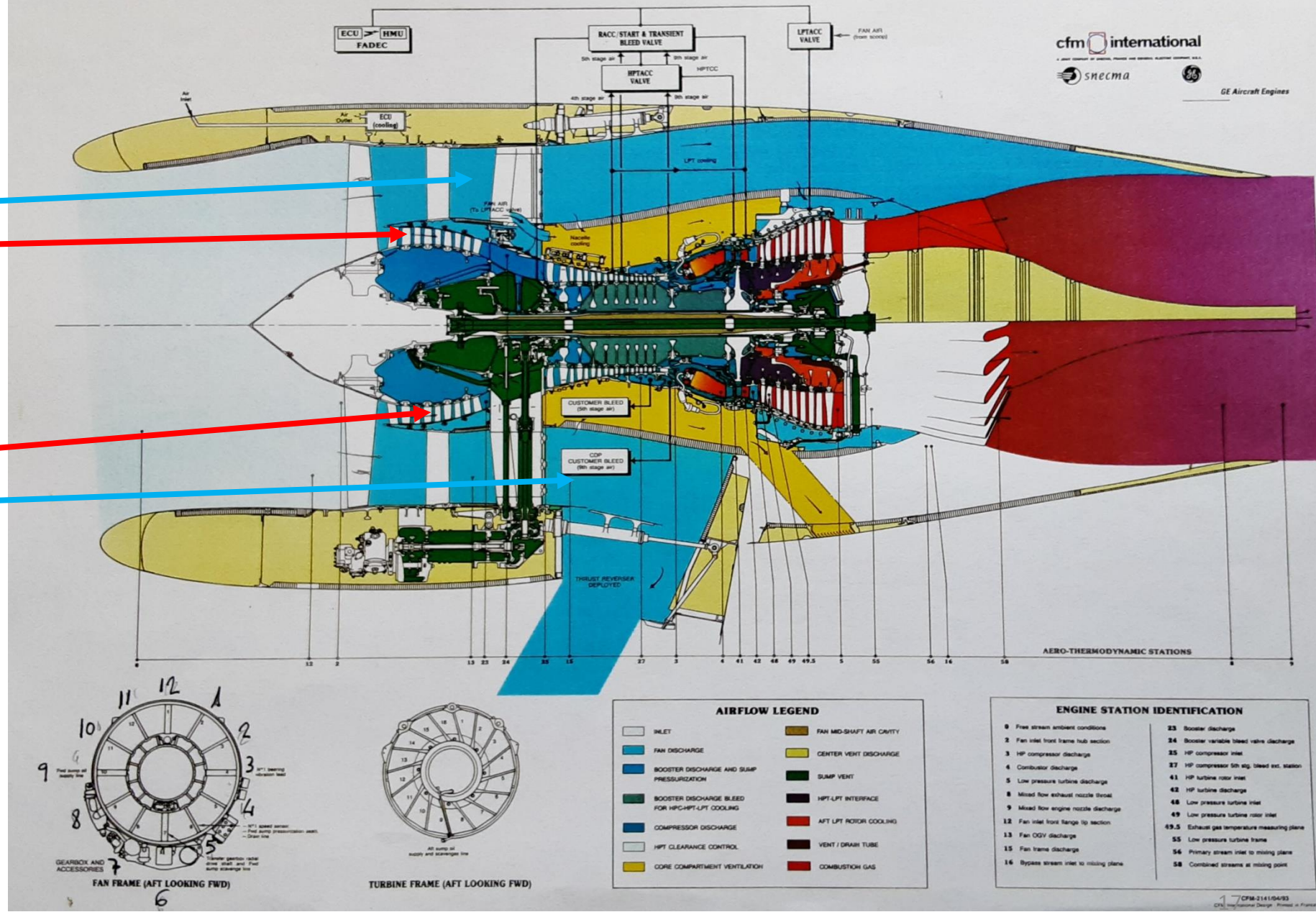
CFM56-5C POWERPLANT AIRFLOW

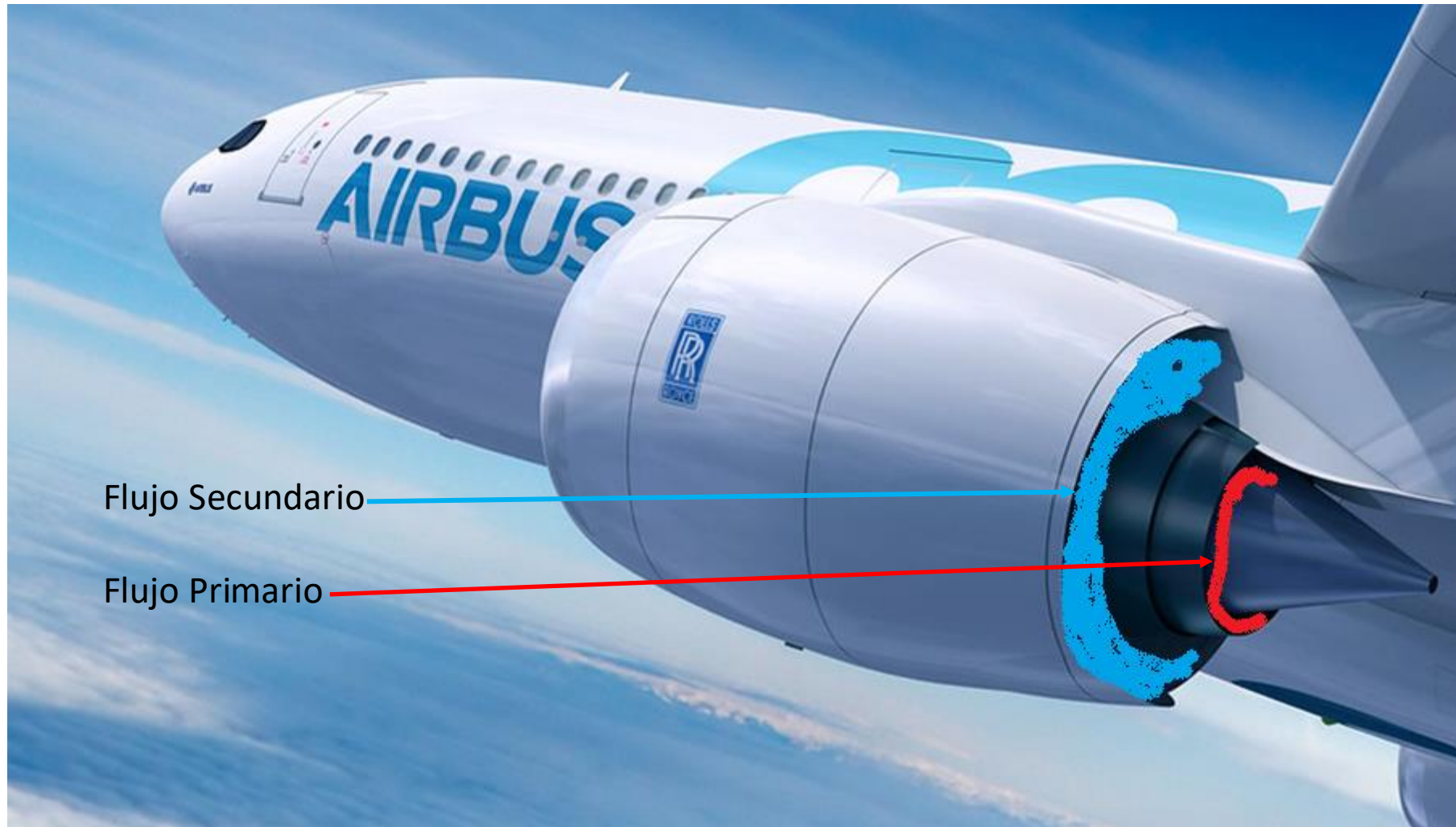
cfm international
A joint venture of GE Aviation, Honeywell and Snecma Aircraft Engines
SNECMA

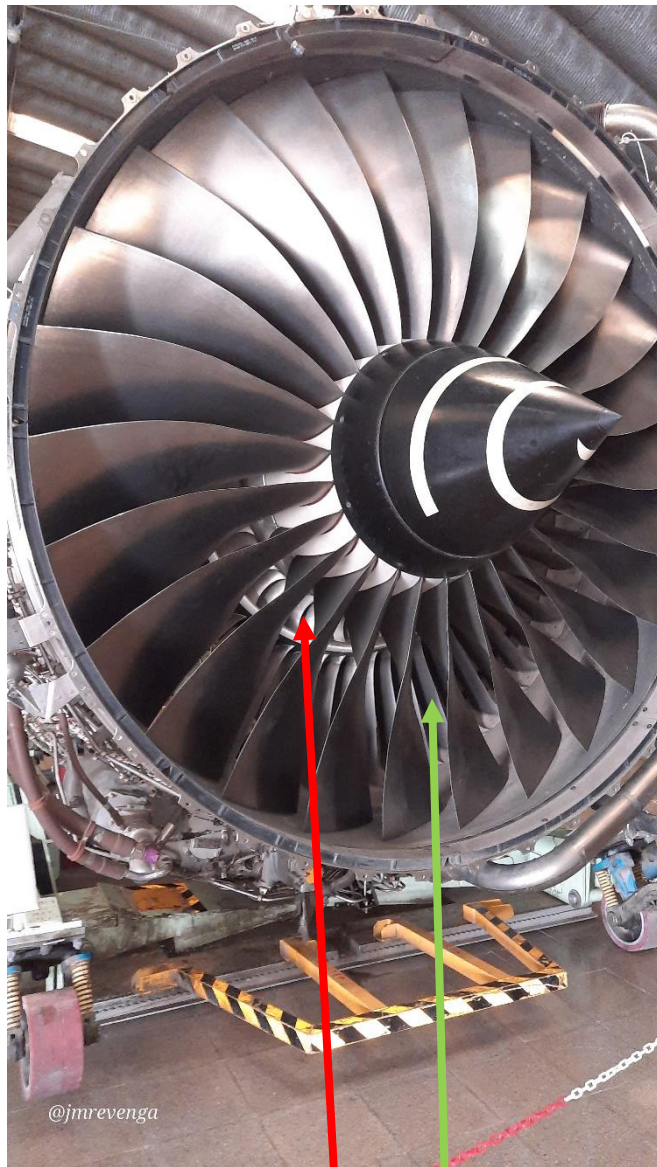
Flujo secundario
Flujo primario

Flujo primario
Flujo secundario

Flujo Másico de aire, Total: 879,6 kg/s.
Flujo Másico de aire, Primario: 102,33 kg/s
Flujo Másico de aire, Secundario: 777,67 kg/s





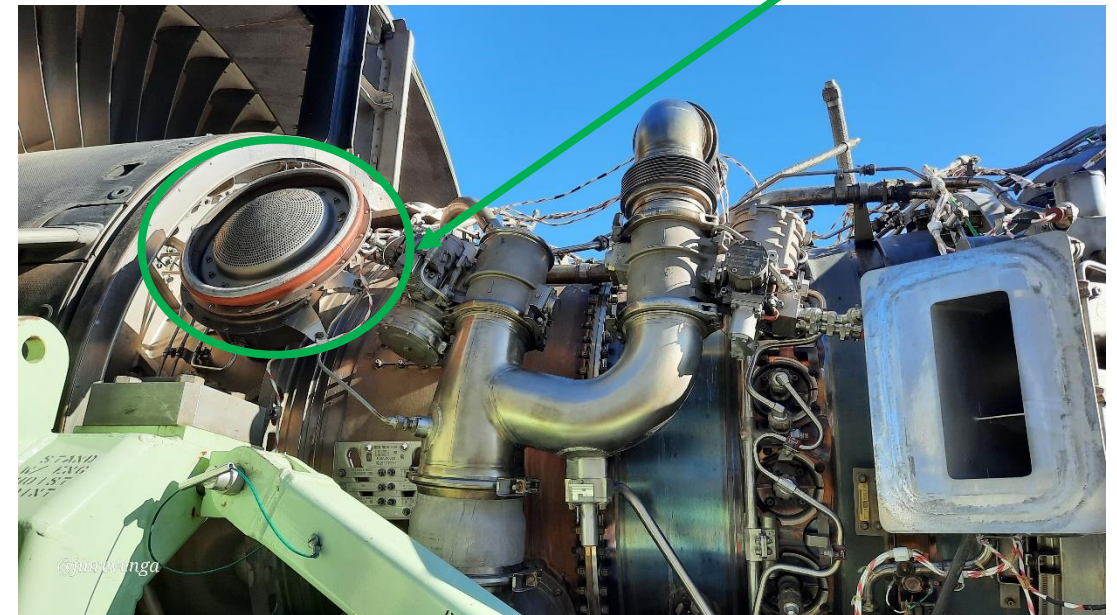
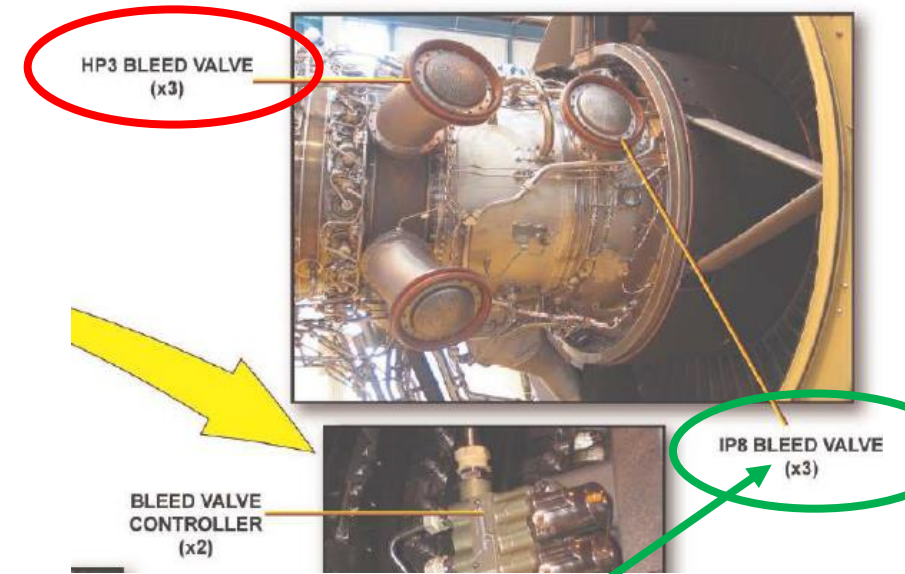


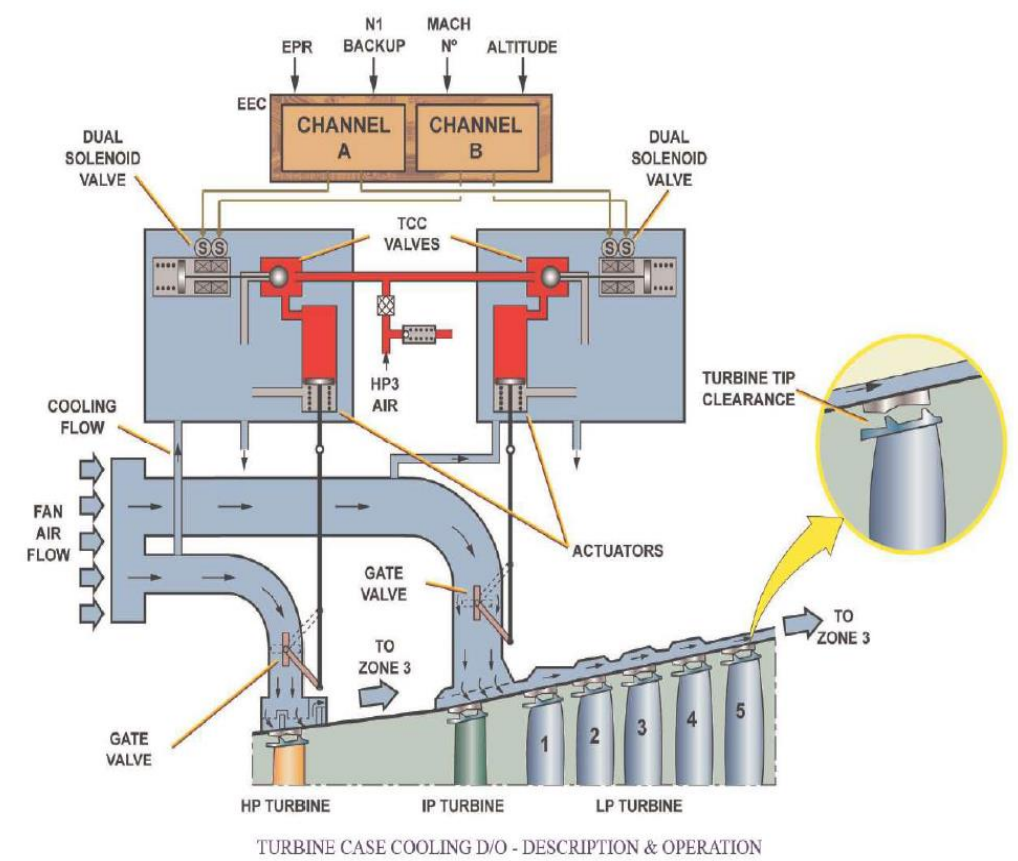
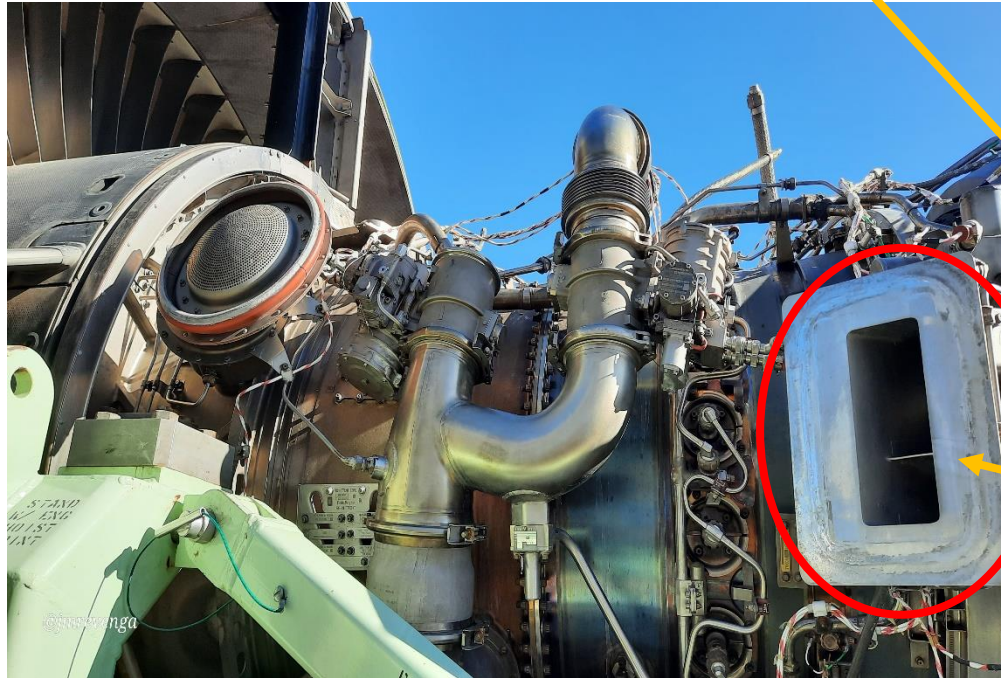
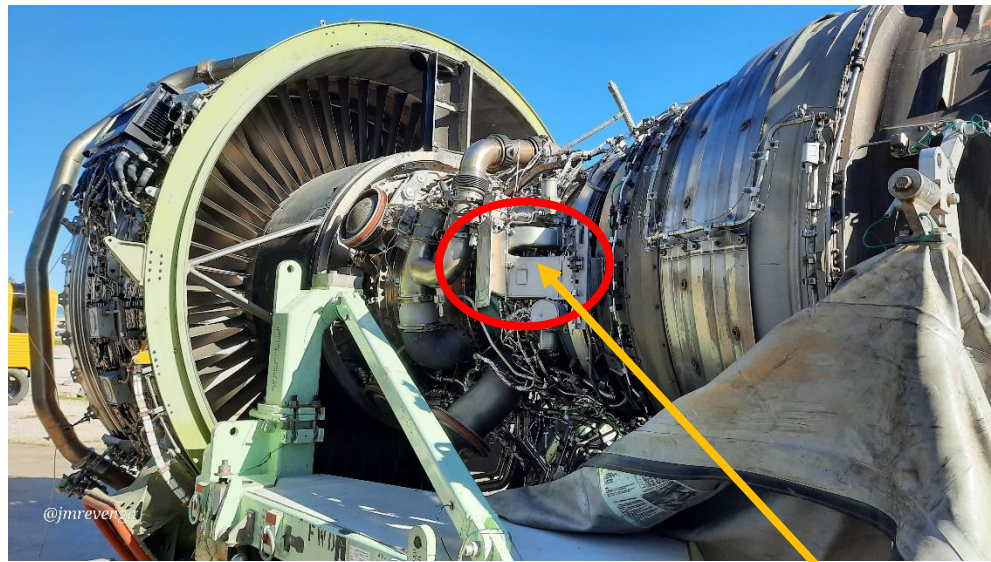
Entrada flujo Secundario
Entrada flujo Primario

***Estas válvulas Bleed, son la “DEFENSA”
del motor, ante una entrada en pérdida
o Stall.***

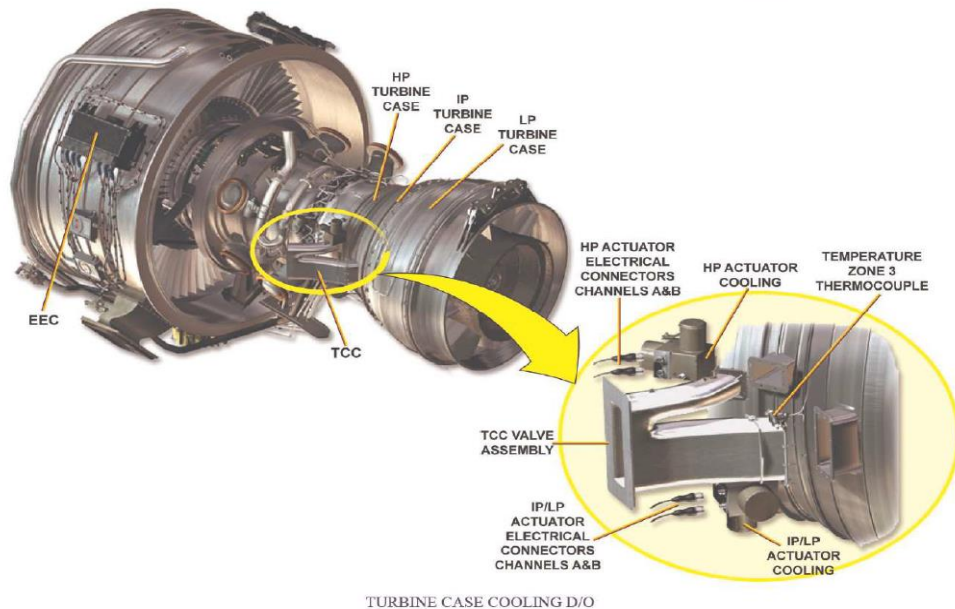
El compresor de baja tiene (3) válvulas
lado LH. (IP- 8.3 y 8.4)
lado RH.(IP-8.1)

El compresor de alta tiene (3)
válvulas.
lado RH. (HP-3.1 y 3.2)
lado LH. (HP-3.3, bottom)





Entrada a la válvula de refrigeración de la carcasa de turbina.

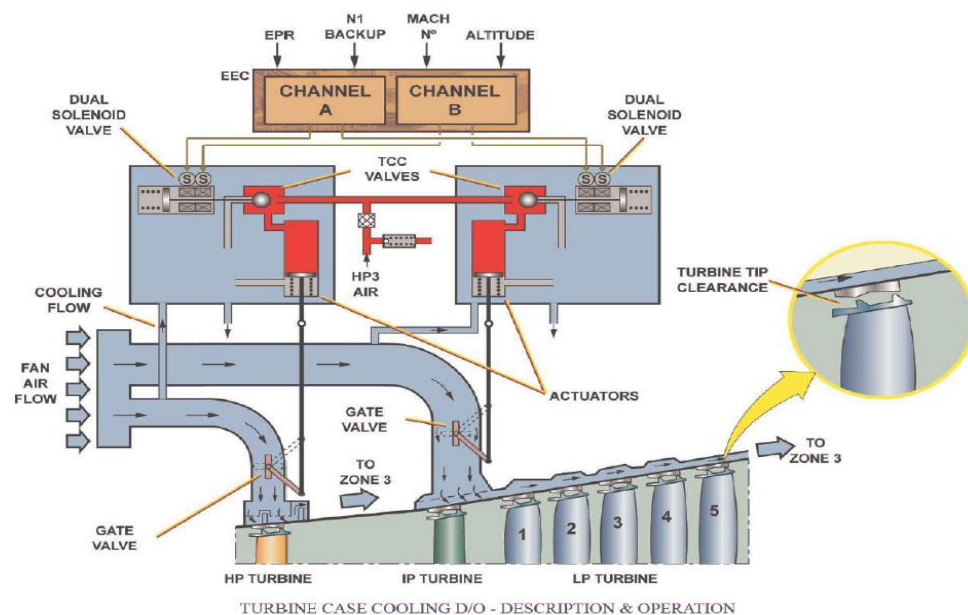


Refrigeración de la carcasa de turbina

La refrigeración de la carcasa de turbina tiene por objeto mantener dentro de límites la holgura entre el borde superior de los álabes de turbina y la carcasa de turbina.

Debido a la temperatura que se genera en esa zona, la carcasa tendería a aumentar de diámetro, con lo que se originaría una holgura excesiva, que daría lugar a que la turbina hiciera un trabajo ineficaz.

El aire de refrigeración es aire del conducto de fan.

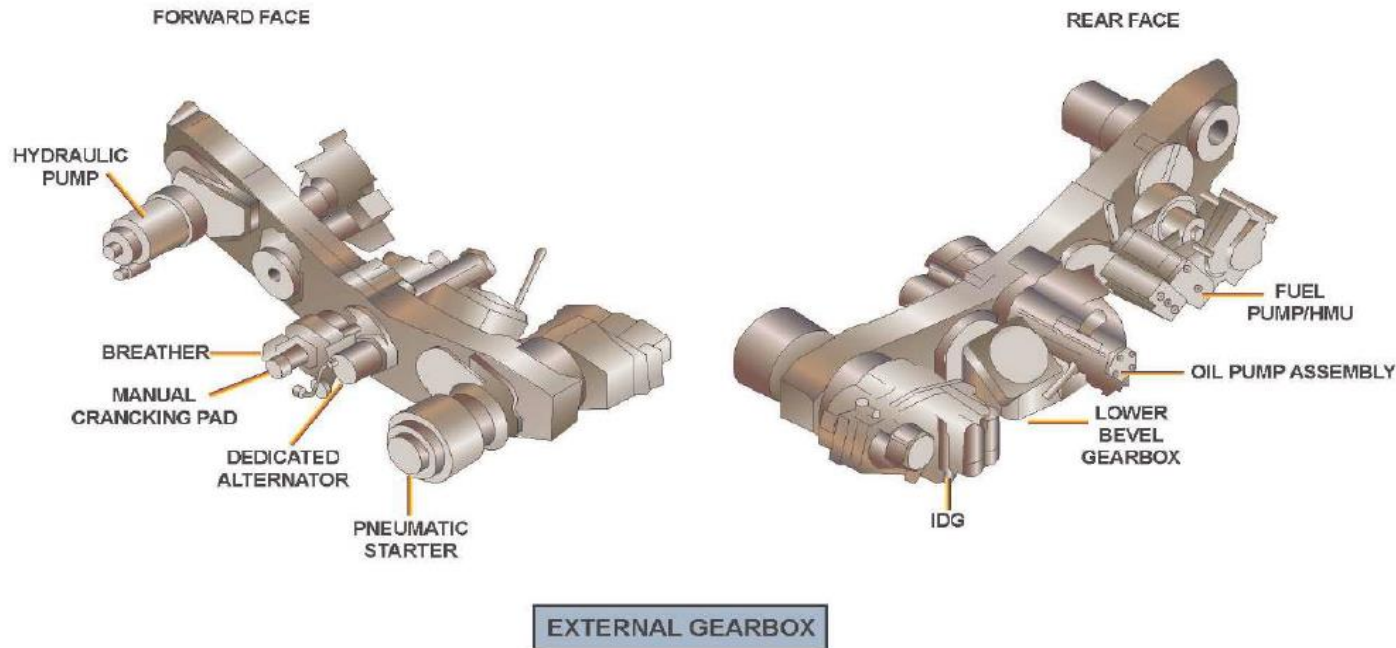


HP Turbine :Turbina de alta presión

IP Turbine:.....Turbina de presión intermedia

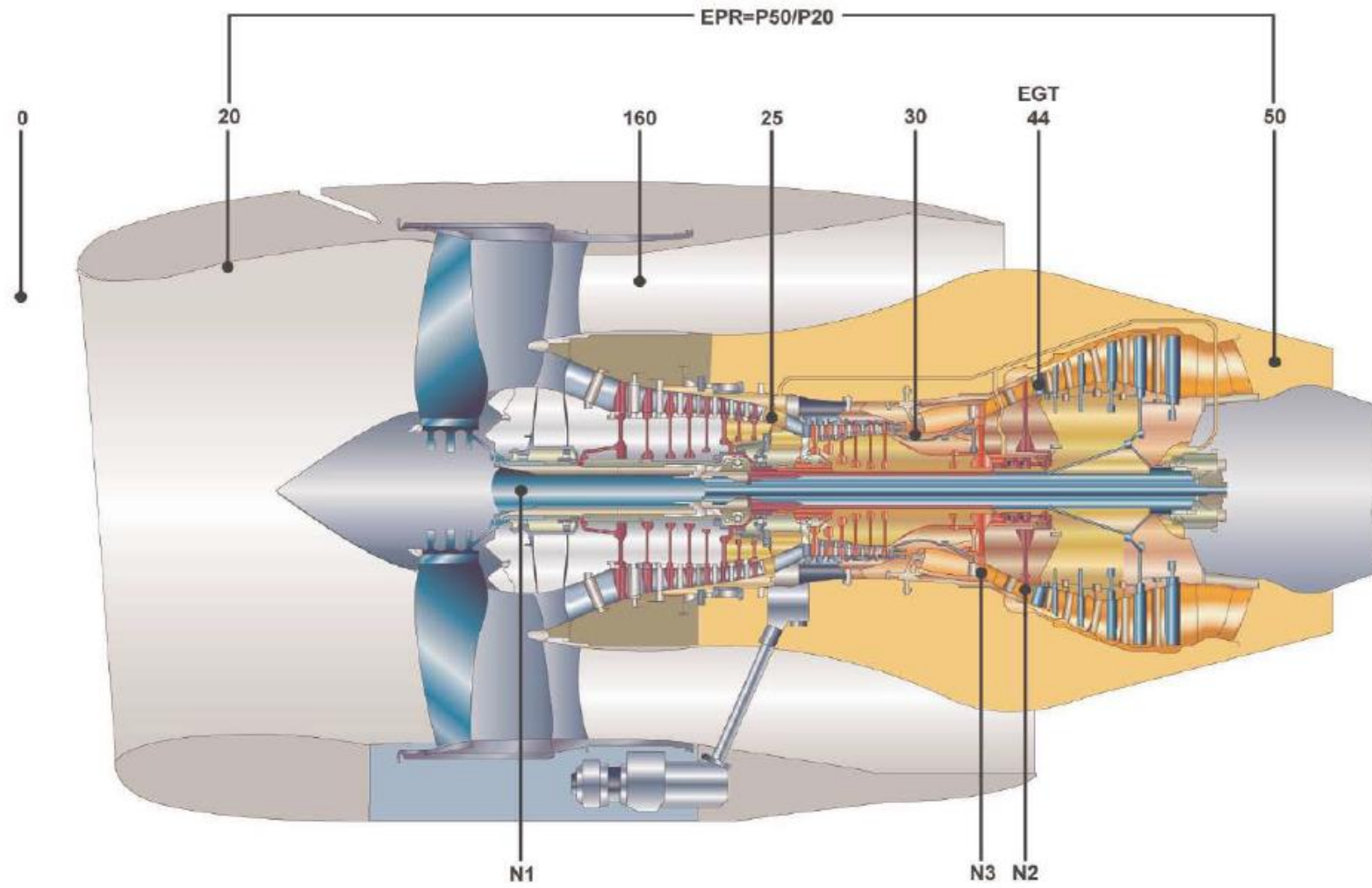
LP Turbine:.....Turbina de baja presión

Carter de accesorios

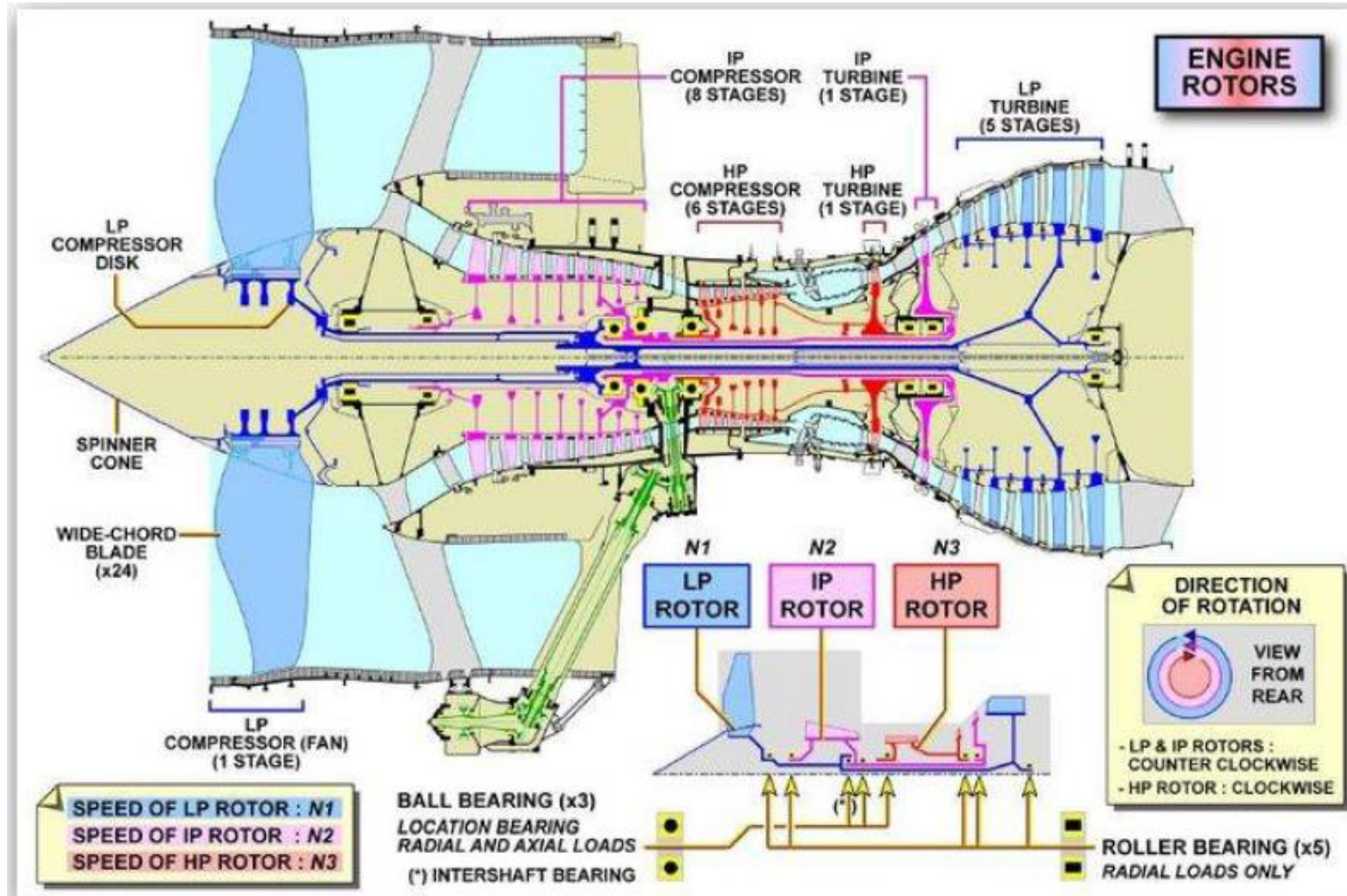


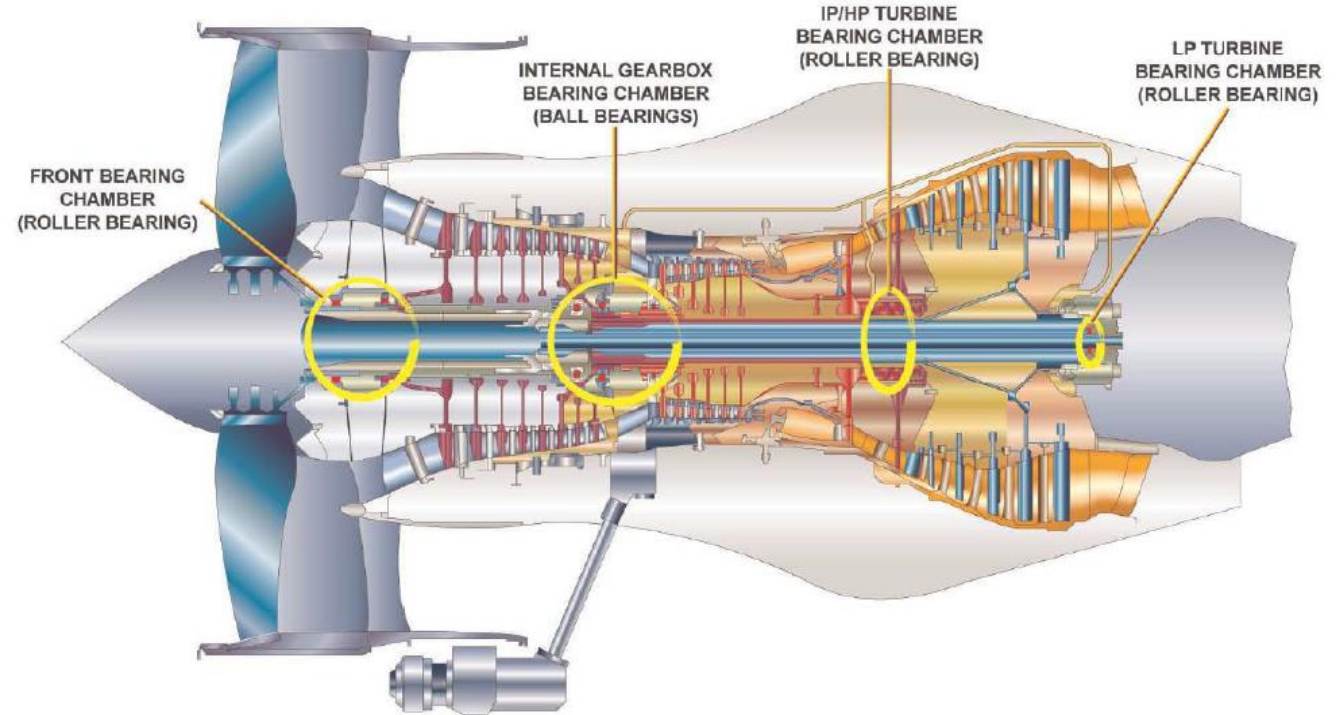
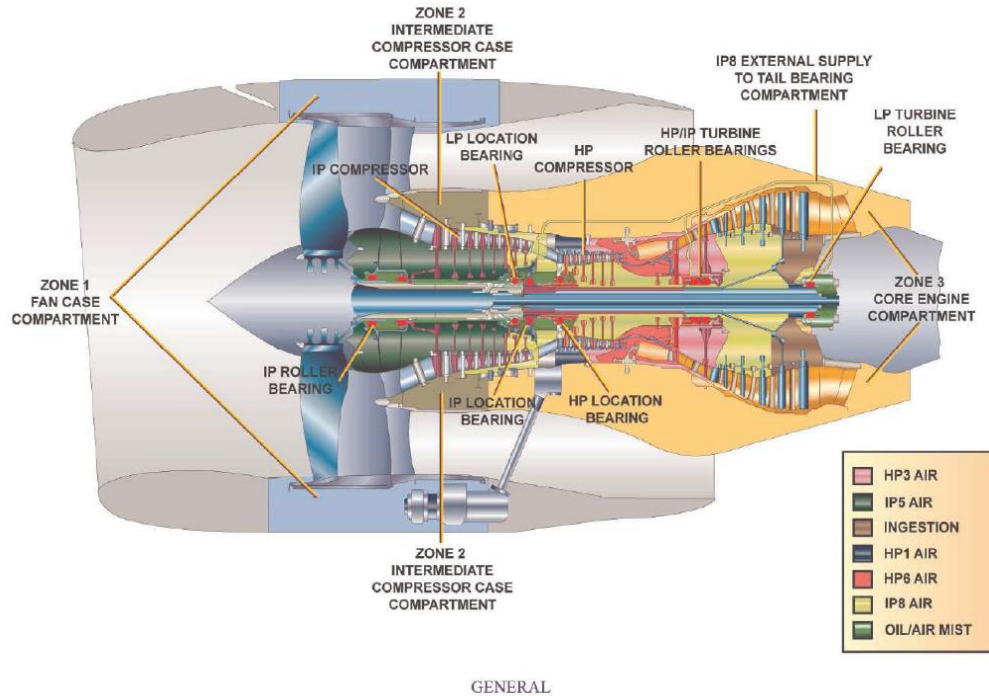
ACCESSORY DRIVE SECTION - EXTERNAL GEARBOX

En este carter que está ubicado en la parte inferior del motor, es donde están montados todos los elementos necesarios para el funcionamiento del propio motor y para los distintos servicios del avión. La energía es transmitida desde el eje de N2, (Compresor de alta), por medio de engranajes cónicos a un eje a 90º del eje de N2.



AERODYNAMIC STATIONS





ENGINE ROTORS AND MODULES - ENGINE BEARINGS

En los motores de reacción se utilizan cojinetes de rodillos y cojinetes de bolas.

Los cojinetes de rodillos soportan las cargas perpendiculares a su eje.

Los cojinetes de bolas soportan las cargas axiales y perpendiculares.

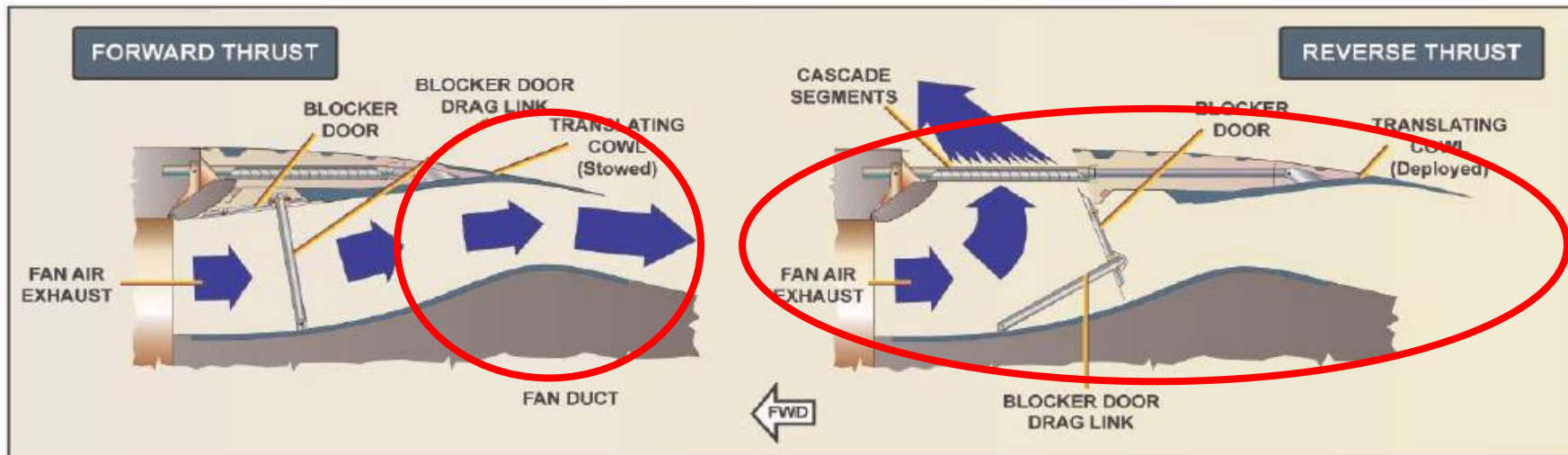
En los motores de reacción, es típica la pregunta de “**Quién mueve a quién**”.

Respuesta: ***La turbina mueve al compresor.***

Eso es debido a que es la parte del motor que se registra antes el aumento de temperatura originado en la cámara de combustión y su consiguiente aumento de energía.



THRUST REVERSER TRANSLATING COWL

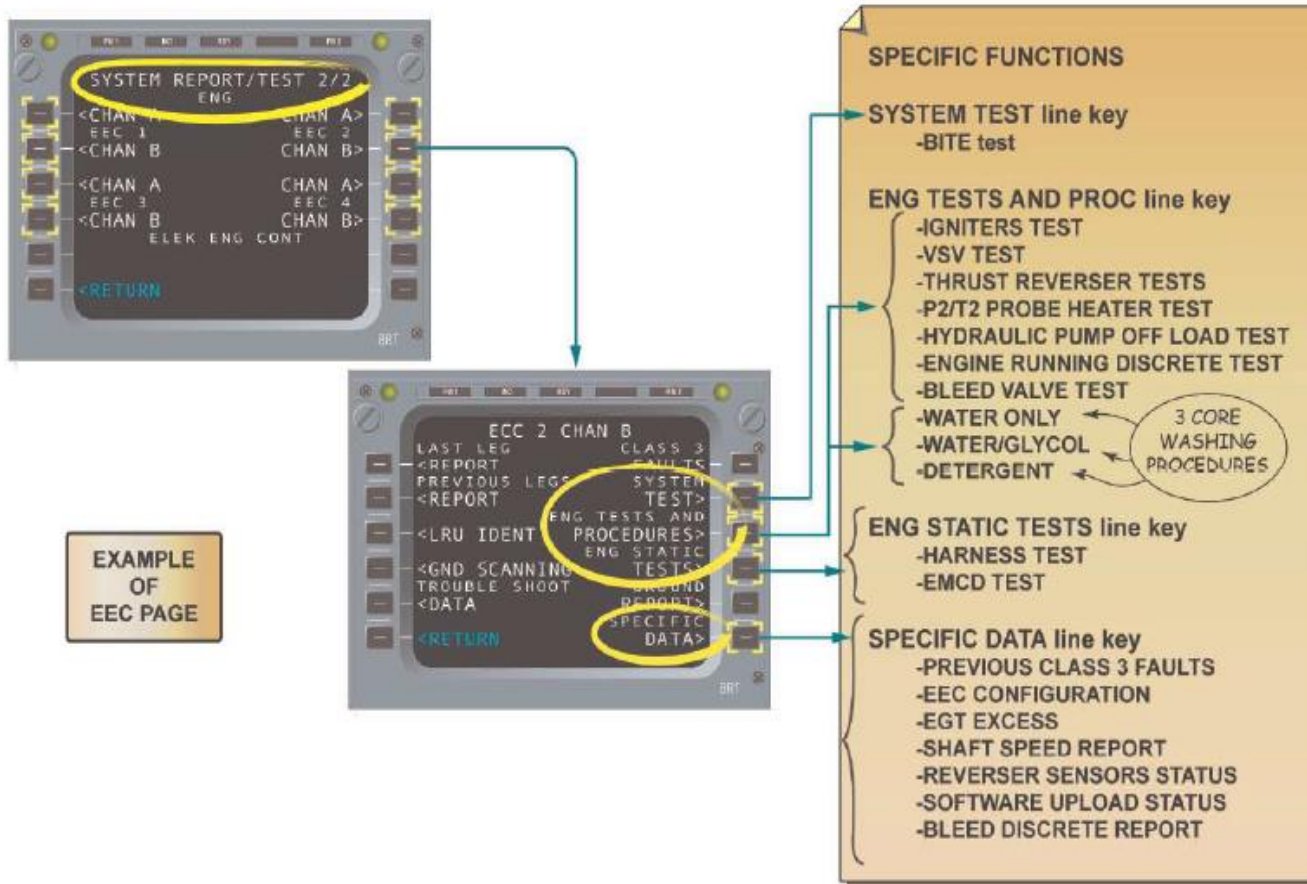


THRUST REVERSER SYSTEM



Motor subido, con el
utillaje de cambio
puesto

PROPERTY OF IBERIA
AGM-COMPOS-P41
TIC BCAN



"ENG" (EEC) MENU

Por último un ejemplo de como se hacen las pruebas y test en los motores y en el resto del avión. Se hacen a través de un ordenador llamado MCDU.

El avión lleva (3) MCDU's, una para el CM1, otra para el CM2 y la tercera para Mantenimiento y lleva acoplada una impresora, donde sacar e imprimir el resultado de los test y pruebas. También se saca el Post Flight Report y tiene la posibilidad de imprimir el de los 36 vuelos últimos.

MCDU: Multi Function Control and Display Unit

CM1: Piloto1, en castellano "Comandante"

CM2: Copiloto, en castellano "Segundo"

Gracias por su atención