



**DEPARTAMENTO SEGURIDAD OPERACIONAL**  
**SUBDEPARTAMENTO LICENCIAS**

**BANCO DE PREGUNTAS PARA EXAMEN TEÓRICO**

**AIRBUS EC130 B4 & T2**

(Última actualización: junio 2026)

**BIBLIOGRAFÍA**

1. XXX

1. Differences EC130B4 - EC130T2. Un piloto ha recibido entrenamiento formal en un CEAC o ATO en una de las variantes del EC130, B4 o T2, y posteriormente debe operar la otra variante. De acuerdo con el OSD-FCD, la conversión entre modelos EC130 B4/T2 puede abordarse mediante familiarización, siempre que se cubran las diferencias relevantes de aeronave, estructura, motor, transmisión, rotores, equipos, operación normal y anormal de sistemas, limitaciones, performance, preparación, peso y balance y controles de vuelo.

**¿Qué entrenamiento mínimo recomendado permite cumplir esta familiarización entre variantes?**

- a) Un curso completo de habilitación de tipo, con fase teórica y práctica equivalente a entrenamiento inicial.
- b) Entrenamiento recurrente anual en un CEAC o ATO, incluyendo verificación práctica en vuelo.
- c) Familiarización mediante autoinstrucción, utilizando FLM y documentación operacional del piloto, con una duración mínima recomendada de tres (3) horas más equipos opcionales, si corresponde.
- d) Entrenamiento exclusivamente práctico en la variante no volada previamente, con instructor de vuelo.

2. Differences EC130B4 - EC130T2. El AS350 y el EC130, en sus distintas variantes, están incluidos bajo el certificado de tipo EASA R.008. Para los operadores registrados, el fabricante publica un documento oficial que forma parte de la certificación de la aeronave y que define los requisitos mínimos de entrenamiento teórico y práctico para entrenamiento inicial, recurrente y de diferencias entre variantes.

**¿Cuál es ese documento?**

- a) Los manuales de entrenamiento propuestos al fabricante por cada CEAC, ATO o empresa operadora.
- b) El Flight Manual, utilizado como único documento certificador para definir requisitos de instrucción entre variantes.
- c) Los programas de instrucción aprobados por centros de simulación, aplicables según disponibilidad de FSTD.
- d) El Operational Suitability Data – Flight Crew Data (OSD-FCD), disponible para operadores registrados a través de AirbusWorld.

3. Differences EC130B4 - EC130T2. El VEMD del EC130B4 y del EC130T2 presenta diferencias relevantes para el piloto. En ambas variantes el sistema es similar y puede realizar Engine Power Check (EPC) y almacenar la última lectura de EPC. Sin embargo, el EC130 T2 incorpora funciones adicionales.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones describe correctamente una diferencia propia del EC130 T2?**

- a) En caso de falla de la pantalla superior, los parámetros permanecen operativos y legibles en la pantalla inferior; además, el VEMD calcula la ley de NR y la envía al FADEC para su aplicación en el régimen del motor.
  - b) En caso de falla de la pantalla superior, el VEMD mantiene únicamente las indicaciones de motor, pero pierde las funciones asociadas al cálculo de NR y a la transmisión de datos hacia el FADEC.
  - c) En caso de falla de la pantalla superior, el VEMD conserva las indicaciones principales sólo si el piloto selecciona manualmente una página de respaldo en la pantalla inferior.
  - d) En caso de falla de la pantalla superior, el VEMD transfiere automáticamente el cálculo de NR al EBCAU, manteniendo el FADEC sólo como receptor de la señal de respaldo.
4. Differences EC130B4 - EC130T2. El OSD-FCD, válido para toda la familia Ecureuil, recomienda el uso de FSTD cuando exista un dispositivo aplicable a las variantes o modelos cubiertos. Cuando se utiliza un FSTD, éste debe estar aprobado por la autoridad aeronáutica correspondiente para el entrenamiento, inicial o recurrente propuesto. En Chile, la calificación de estos dispositivos se encuentra regulada por la DAN 60, incluyendo estándares para simuladores de vuelo de helicóptero y entrenadores de procedimientos de vuelo. Para cubrir íntegramente los contenidos asociados a maniobras de despegue y salida, maniobras en vuelo, aproximaciones y aterrizajes, y procedimientos de emergencia.

**¿Qué nivel de dispositivo se requiere?**

- a) Un FFS o un FTD Nivel 7.
- b) Un FTD Nivel 5, porque permite cubrir íntegramente todas las maniobras de vuelo y emergencias del programa.
- c) Un FTD Nivel 6, porque reemplaza completamente al FFS para todos los contenidos de maniobras y procedimientos de emergencia.
- d) Un FFS solamente, los FTD no califican para el entrenamiento de maniobras.

5. Differences EC130B4 - EC130T2. Una diferencia operacional relevante entre el EC130B4 y el EC130T2 es la indicación de potencia máxima continua en el VEMD. En ambos modelos, el FLI permite al piloto monitorear la utilización de potencia, pero el valor correspondiente a MCP no es el mismo entre variantes.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones identifica correctamente esta diferencia?**

- a) En el EC130B4, MCP corresponde a 8.2 FLI; en el EC130T2, MCP corresponde a 9.6 FLI.
- b) En ambas variantes, MCP corresponde a 9.6 FLI, ya que el FLI está normalizado para toda la familia Ecureuil.
- c) En el EC130B4, MCP corresponde a 9.6 FLI; en el EC130T2, MCP corresponde a 8.2 FLI.
- d) En ambas variantes, MCP no se lee en el indicador FLI, sino únicamente en la página de tres datos, donde corresponde a un valor dNg o dN1 = -4.

6. Differences EC130B4 - EC130T2. El EC130B4 está equipado con motor ARRIEL 2B1 y el EC130T2 con motor ARRIEL 2D. Esta diferencia modifica la potencia correspondiente al 100% de torque y se traduce en distintos pesos máximos de despegue y mejor rendimiento del T2 a mayor altitud.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones describe correctamente esta diferencia?**

- a) Con 100% TRQ y NR 386 rpm, el EC130B4 corresponde a 536 kW y el EC130T2 a 598 kW. El peso máximo de despegue con carga interna es 2.427 kg en el B4 y 2.500 kg en el T2; con carga externa, 2.800 kg en el B4 y 3.050 kg en el T2.
- b) El cambio de motor sólo incrementa el rendimiento a mayor altitud y temperatura ambiente; no modifica el peso máximo de despegue a nivel del mar.
- c) El cambio de motor sólo mejora la seguridad por redundancia del sistema de regulación: el ARRIEL 2D incorpora un FADEC de doble canal con EBCAU como evolución del ARRIEL 2B1 con FADEC monocanal.
- d) Con 100% TRQ y NR 405 rpm, el EC130B4 corresponde a 536 kW y el EC130T2 a 598 kW. El peso máximo de despegue con carga interna es 2.427 kg en el B4 y 2.500 kg en el T2; con carga externa, ambos mantienen 2.800 kg.

7. Cabina. Durante la preparación de cabina y ante determinadas fallas eléctricas, el piloto debe reconocer qué paneles de circuit breakers están disponibles en la consola central y qué tipo de consumidores protegen.

**Los paneles ubicados en la consola central están asociados respectivamente a:**

- a) EMB (1 alfa).
- b) Barra PP5 (30 alfa) y consumidores conectados directamente a batería (16 alfa).
- c) Barra PP5 (30 alfa) y consumidores conectados con Direct-Batt Shedding (50 alfa).
- d) PP12 (1 alfa) y consumidores conectados directamente a batería (16 alfa).

8. Central Warning & Ancillary Systems.

**¿Cuál es el criterio utilizado para diferenciar una advertencia (Warning) de una precaución (Caution)?**

- a) La urgencia de la acción requerida por la tripulación.
- b) El sistema afectado.
- c) La fase de vuelo.
- d) El origen de la falla.

9. Central Warning & Ancillary Systems.

**¿Cuál es la principal ventaja operacional de complementar las advertencias visuales con advertencias sonoras?**

- a) Reducir el consumo eléctrico del sistema de alertas.
- b) Facilitar la detección de condiciones anormales sin requerir vigilancia continua del panel de advertencias.
- c) Sustituir las advertencias visuales durante operaciones nocturnas.
- d) Permitir el funcionamiento independiente del CWP.

10. Central Warning & Ancillary Systems. El sistema de advertencias sonoras permite que el piloto detecte condiciones críticas sin depender exclusivamente de la vigilancia visual del CWP. Dentro de esta arquitectura.

**¿Cuál de las siguientes funciones corresponde a la ASU N°1?**

- a) Procesar la alimentación eléctrica del VEMD.
- b) Procesar la válvula de combustible de respaldo.
- c) Adquirir la señal N2 para el EBCAU.
- d) Generar las advertencias sonoras de NR alto y NR bajo.

11. Central Warning & Ancillary Systems. El VEMD requiere una alimentación eléctrica filtrada y procesada para mantener la estabilidad de sus indicaciones. Dentro de la arquitectura de unidades auxiliares.

**¿Cuál es la función principal de la ASU N°2?**

- a) Gestionar el sistema de respaldo del motor.
- b) Generar advertencias sonoras.
- c) Procesar y filtrar la alimentación eléctrica del VEMD.
- d) Gestionar las advertencias visuales del CWP.

12. Central Warning & Ancillary Systems.

**¿Cuál es la función principal de la ASU N°3?**

- a) Generar advertencias sonoras.
- b) Gestionar las luces del CWP.
- c) Filtrar la alimentación eléctrica del VEMD.
- d) Procesar señales asociadas al sistema de respaldo del control de combustible.

13. Central Warning & Ancillary Systems.

**¿Cuál es la finalidad de la función "Back to Neutral"?**

- a) Restablecer el régimen nominal del rotor principal.
- b) Reinicializar el FADEC después de una prueba.
- c) Restablecer la posición neutral de la válvula de combustible de respaldo.
- d) Restablecer el datum N2.

14. VEMD.

**¿Por qué el cálculo del datum N2 es realizado simultáneamente por ambas LANE?**

- a) Para disminuir la carga computacional del FADEC.
- b) Para proporcionar redundancia y permitir la detección de discrepancias.
- c) Para aumentar la velocidad de procesamiento.
- d) Para reducir el consumo eléctrico.

15. VEMD.

**¿Qué acción realiza el sistema si detecta una discrepancia entre los cálculos de N2 realizados por ambas LANE?**

- a) Envía un valor de respaldo al FADEC.
- b) Genera una falla GOV.
- c) Mantiene el último valor calculado.
- d) Desconecta el FADEC.

16. VEMD.

**¿Cuál es el propósito principal del Engine Power Check (EPC)?**

- a) Detectar excedencias de torque.
- b) Registrar ciclos de utilización del motor.
- c) Evaluar la potencia disponible del motor mediante la comparación de parámetros medidos con valores de referencia.
- d) Calcular el consumo específico de combustible.

17. VEMD. El Flight Manual establece que el Engine Power Check Automático (FADEC Engine Health Check) debe realizarse en vuelo recto y nivelado, con calefacción, desempañador y ECS (A/C) apagados. Además, la aeronave debe estabilizarse durante al menos dos minutos en MCP y en condiciones que limiten el motor por N1.

**¿Cuáles son las tres fases del procedimiento Engine Power Check?**

- a) Inicialización, monitoreo y validación.
- b) Prueba estática, prueba dinámica y análisis.
- c) Adquisición de datos, cálculo y almacenamiento.
- d) Estabilización inicial, estabilización restrictiva y cálculo de márgenes.

18. VEMD. Cuando cambia la configuración base de la aeronave, los cálculos de performance y peso utilizados por el VEMD dependen de que el dato estructural de referencia esté actualizado.

**¿Qué dato debe ser verificado y eventualmente actualizado?**

- a) Equipped Empty Weight (EEW).
- b) Payload.
- c) Crew.
- d) Fuel.

19. VEMD.

**¿Cuál de los siguientes parámetros es incorporado automáticamente por el sistema durante los cálculos de performance?**

- a) Equipped Empty Weight (EEW).
- b) Peso de la tripulación.
- c) Cantidad de combustible.
- d) Payload.

20. VEMD.

**¿Qué indica la presentación en color amarillo de un valor IGE u OGE?**

- a) Que existe una falla de cálculo.
- b) Que la capacidad de estacionario calculada es inferior al peso actual de la aeronave.
- c) Que la performance calculada excede los límites demostrados.
- d) Que se utilizan parámetros ingresados manualmente.

21. Flight Controls.

**¿Qué ocurre en la unidad mezcladora (mixing unit) cuando el piloto aumenta colectivo?**

- a) Se desplaza únicamente el canal de cabeceo.
- b) Se modifica automáticamente el paso del Fenestron.
- c) Los tres canales son desplazados simultáneamente con igual recorrido.
- d) Se inclina el plato cíclico únicamente sobre el eje longitudinal.

22. Flight Controls.

**¿Qué información proporciona la señal XPC a la EECU?**

- a) Posición de los pedales.
- b) Posición del mando cíclico.
- c) Posición de los servomandos.
- d) Posición del colectivo.

23. Flight Controls. Respecto de la luz LIMIT.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?**

- a) Siempre indica una falla en el sistema de control de vuelo.
- b) Puede iluminarse tanto por alcanzar un límite de recorrido del mando cíclico como por una condición de carga excesiva del rotor principal.
- c) Indica exclusivamente una condición de carga excesiva del rotor principal.
- d) Indica exclusivamente que el mando cíclico alcanzó un límite de recorrido.

24. Flight Controls.

**¿Cuál es la diferencia principal entre las dos condiciones que pueden activar la luz LIMIT?**

- a) Una es detectada mediante microinterruptores instalados en el canal de cabeceo y la otra mediante un detector de carga instalado en el servomando delantero derecho.
- b) Una es detectada por la EECU y la otra por el VEMD.
- c) Una corresponde al canal de cabeceo y la otra al canal de guiñada.
- d) Una se presenta únicamente en tierra y la otra únicamente en vuelo.

25. Flight Controls. Cuando el piloto desplaza el mando cíclico, el plato cíclico (swashplate):

- a) Se desplaza axialmente sin inclinarse.
- b) Se inclina alrededor de su articulación esférica.
- c) Incrementa simultáneamente el paso colectivo de todas las palas.
- d) Modifica directamente el paso del Fenestron.

26. Flight Controls.

**¿Cuál es la finalidad principal de la fricción ajustable del mando cíclico?**

- a) Compensar las vibraciones transmitidas por el rotor principal.
- b) Incrementar artificialmente los esfuerzos aerodinámicos sobre los mandos.
- c) Permitir al piloto ajustar la resistencia al movimiento del mando.
- d) Limitar el recorrido máximo del mando cíclico.

27. Flight Controls. Antes del vuelo y durante la operación, el ajuste de fricción del colectivo permite adaptar la resistencia del mando a las necesidades del piloto. Respecto de la fricción del colectivo.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?**

- a) La fricción residual es máxima con la palanca completamente atrás.
- b) La fricción aumenta a medida que la palanca de ajuste se desplaza hacia adelante.
- c) La fricción es constante en todo el recorrido de ajuste.
- d) La fricción sólo puede modificarse en tierra.

28. Flight Controls.

**¿Qué efecto produce la aplicación de pedal derecho en el sistema de control direccional?**

- a) Aumenta el paso de las palas del Fenestron, aumenta el empuje lateral y aumenta el torque requerido.
- b) Aumenta el paso de las palas del Fenestron, aumenta el empuje lateral y disminuye el torque requerido
- c) Disminuye el paso de las palas del Fenestron, disminuye el empuje lateral y disminuye el torque requerido.
- d) Disminuye el paso de las palas del Fenestron, aumenta el empuje lateral y aumenta el torque requerido.

29. Flight Controls. Al aplicar pedal izquierdo, el piloto reduce el empuje generado por el Fenestron.

**¿Qué efecto tiene esta acción sobre la potencia requerida?**

- a) Aumenta el torque requerido y la EECU es informada por el anticipador de guiñada.
- b) Disminuye el torque requerido y la EECU es informada por el anticipador de guiñada.
- c) No modifica el torque requerido porque sólo afecta el control direccional.
- d) Disminuye el torque requerido, pero la EECU no recibe información de esta acción.

30. Lighting Systems. Para operaciones nocturnas o en baja luminosidad, el piloto debe entender cómo se alimentan los sistemas normal y de emergencia de iluminación, ya que una falla eléctrica puede afectar la disponibilidad de referencias visuales internas.

**¿Cómo se alimentan las partes normal y de emergencia de la unidad de alimentación del sistema de iluminación?**

- a) La parte normal es alimentada por la EMB y la parte de emergencia directamente por la batería.
- b) La parte normal es alimentada por la batería y la parte de emergencia por la EMB.
- c) Ambas son alimentadas exclusivamente por la EMB.
- d) Ambas son alimentadas exclusivamente por la batería.

30. Lighting Systems. Durante operación nocturna, una falla de iluminación de instrumentos puede afectar la lectura de parámetros críticos.

**¿Qué indica la iluminación de la luz INST LIGHT en el CWP cuando el selector OFF / DAY / NIGHT se encuentra en DAY o NIGHT?**

- a) Que el brillo de la iluminación es insuficiente para la operación nocturna.
- b) Que existe una falla en uno o ambos sistemas de iluminación de instrumentos.
- c) Que el sistema ha conmutado automáticamente a iluminación de emergencia.
- d) Que el potenciómetro de iluminación se encuentra fuera de rango.

31. Lighting Systems.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones describe correctamente la función del selector OFF / DAY / NIGHT?**

- a) OFF desactiva la iluminación; DAY establece brillo nominal y enciende las luces de posición; NIGHT establece brillo reducido
- b) OFF desactiva la iluminación exterior; DAY y NIGHT sólo modifican el brillo de las pantallas.
- c) OFF desactiva la iluminación; DAY activa únicamente las luces de posición; NIGHT activa únicamente la iluminación interior.
- d) OFF y DAY modifican el brillo; NIGHT activa automáticamente las luces exteriores.

32. Powerplant. La potencia máxima de despegue y la potencia máxima continua permiten al piloto comprender los márgenes de utilización del motor y la diferencia entre potencia limitada en tiempo y potencia sostenible.

**¿Cuál es la potencia máxima de despegue (MTO) y la potencia máxima continua (MCP) del ARRIEL 2D?**

- a) MTO 862 SHP (643 kW) y MCP 761 SHP (567 kW).
- b) MTO 1.002 SHP (747 kW) y MCP 872 SHP (650 kW).
- c) MTO 952 SHP (710 kW) y MCP 856 SHP (638 kW).

d) MTOP 847 SHP (632 kW) y MCP 728 SHP (523 kW).

33. Powerplant. La válvula bleed descarga parte del flujo de aire proveniente del compresor axial.

**¿Cuál es su finalidad principal?**

- a) Mejorar la eficiencia de combustión durante el arranque.
- b) Evitar condiciones de surge y stall del compresor.
- c) Limitar la velocidad N2 durante aceleraciones rápidas.
- d) Reducir la temperatura de los gases antes de la turbina libre.

34. Powerplant.

**¿Cuál es la función principal de la rueda libre (free wheel) instalada entre el eje de transmisión y el eje de potencia?**

- a) Regular automáticamente la velocidad N2.
- b) Limitar el torque transmitido a la MGB.
- c) Reducir la velocidad de salida del eje de potencia.
- d) Permitir que el rotor principal continúe girando si el motor falla o se detiene, evitando que la detención del motor detenga el rotor.

35. Powerplant.

**¿Cómo se divide la arquitectura del sistema de lubricación del motor?**

- a) Sistema de presión y sistema de recuperación.
- b) Sistema externo instalado en la aeronave y sistema interno integrado al motor.
- c) Sistema principal y sistema auxiliar.
- d) Sistema normal y sistema de emergencia.

36. Powerplant. Durante el vuelo estacionario existe poco flujo de aire a través del enfriador de aceite.

**¿Cuál es la función principal del ventilador instalado detrás del enfriador?**

- a) Mantener el flujo de aire a través del enfriador cuando las condiciones de operación lo requieren.
- b) Proporcionar aire para la ventilación de cabina.
- c) Deshumidificar el aire utilizado por el sistema de ventilación.

d) Refrigerar directamente la EECU.

37. Powerplant. La luz ENG P es monitoreada por la EECU a partir de la información proveniente del sistema de lubricación del motor.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones describe correctamente la lógica de activación de esta advertencia?**

- a) Corresponde a una indicación de baja presión. Se ilumina cuando la presión de aceite disminuye bajo un valor fijo de 1,3 bar.
- b) Corresponde a una indicación de alta presión. Se ilumina cuando la presión de aceite supera 8 bar.
- c) Se ilumina cuando la presión de aceite cae bajo un umbral que varía en función de la velocidad N1.
- d) Corresponde a una indicación de baja presión. Se ilumina normalmente cuando el motor está en IDLE; la bomba es un accesorio de N1, por lo tanto, con baja velocidad la presión cae por debajo del umbral de activación de la luz.

38. Powerplant. En vuelo se ilumina la luz roja ENG P acompañada de la alarma sonora asociada.

**¿Cuál es la acción correcta del piloto?**

- a) Verificar la indicación de presión de aceite en el VEMD. Si la baja presión está confirmada, iniciar una autorrotación y apagar el motor mediante el procedimiento de corte de motor, si el tiempo disponible lo permite.
- b) Reducir potencia, establecer Vy y continuar el vuelo hacia el sitio más cercano que permita un aterrizaje seguro.
- c) Establecer Vy y efectuar un Engine Power Check para confirmar la falla antes de iniciar cualquier maniobra.
- d) Seleccionar IDLE y esperar que la presión de aceite baje del máximo antes de tomar acciones adicionales.

39. Powerplant. El sistema de lubricación incorpora dos tapones magnéticos y un chip detector eléctrico instalados en el segmento de recuperación del circuito de aceite.

**¿Qué indica la luz ENG CHIP?**

- a) Baja presión de aceite.
- b) Sobre temperatura de aceite.
- c) Obstrucción del filtro de aceite.
- d) Presencia de partículas metálicas detectadas por el chip detector eléctrico.

40. Powerplant. En modo normal.

**¿Qué componente lógico determina la cantidad exacta de combustible que debe inyectarse en la cámara de combustión?**

- a) La HMU.
- b) La EECU.
- c) El EBCAU.
- d) El VEMD.

41. Powerplant.

**¿Cuál es la función principal del sistema de regulación del motor en modo normal?**

- a) Mantener constante N1 en todas las condiciones de vuelo.
- b) Mantener constante el torque independientemente de la demanda del piloto.
- c) Mantener constante el flujo de combustible.
- d) Mantener N2 próximo al datum calculado, respetando las limitaciones del motor y de la transmisión.

42. Powerplant. El sistema de regulación del motor utiliza el parámetro torque (TRQ) para proteger la transmisión principal frente a sobrecargas. Respecto de este parámetro.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?**

- a) Es un parámetro del motor porque su sensor está instalado en el motor.
- b) Es un parámetro de transmisión, aunque su sensor esté instalado en el motor.
- c) Es un parámetro utilizado exclusivamente por el VEMD para cálculos de performance.
- d) Es un parámetro utilizado únicamente durante el Engine Power Check.

43. Powerplant.

**La cantidad de combustible inyectada en la cámara de combustión depende principalmente de:**

- a) Leyes anti-surge/anti-flameout, regulación N2, limitación de torque y anticipación de potencia (XPC).
- b) Temperatura exterior, altitud presión y combustible remanente.
- c) Torque, TOT y presión P3 únicamente.
- d) N1, temperatura exterior y peso bruto.

44. Powerplant.

**¿Cuál es la función principal del sistema de regulación del motor en modo de respaldo (BACK-UP)?**

- a) Mantener constante N1.
- b) Mantener constante el torque.
- c) Mantener constante TOT.
- d) Mantener constante N2.

45. Powerplant.

**Una luz GOV ámbar parpadeando durante IDLE, arranque o corte de motor indica normalmente:**

- a) Pérdida de redundancia sin efecto en las funciones de regulación del motor.
- b) Falla menor con regulación degradada y pilotaje cauteloso requerido.
- c) Congelamiento de la Main Metering Valve.
- d) Activación automática del EBCAU.

46. Powerplant.

**Una luz GOV ámbar fija indica:**

- a) Pérdida de redundancia sin efecto funcional inmediato.
- b) Falla menor; el canal mantiene las funciones de regulación, pero con leyes o umbrales degradados.
- c) Falla mayor con Main Metering Valve congelada.
- d) Apagado automático del motor por sobrevelocidad.

47. Powerplant.

**Una luz GOV roja acompañada de GONG indica que:**

- a) El sistema continúa regulando normalmente mediante la Main Metering Valve.
- b) Existe una falla menor en uno de los canales de la EECU.
- c) La Main Metering Valve ha quedado congelada y el EBCAU toma el control mediante la Backup Metering Valve.
- d) El motor operará únicamente en IDLE.

48. Powerplant.

**¿Qué representa el indicador  $\Delta N1$  (dN1) mostrado en el VEMD?**

- a) La diferencia entre N1 y N2.
- b) La diferencia entre torque actual y torque máximo.
- c) La diferencia entre TOT actual y TOT límite.
- d) La diferencia entre N1 límite calculado y N1 actual.

49. Powerplant.

**Cuando el indicador  $\Delta N1$  (dN1) alcanza cero, significa que:**

- a) El motor ha alcanzado el régimen IDLE.
- b) El motor ha alcanzado el límite de torque de la MGB.
- c) El motor ha alcanzado el límite N1 correspondiente a la potencia máxima de despegue para las condiciones existentes.
- d) El motor ha alcanzado la temperatura máxima permitida.

50. Powerplant.

**¿Cuál es la función principal del generador-arrancador durante el arranque?**

- a) Alimentar la barra PP12.
- b) Acelerar el generador de gases hasta alcanzar la velocidad de autosostenimiento.
- c) Accionar el sistema de lubricación.
- d) Mantener constante la velocidad N2.

51. Powerplant.

**¿Cuál es la finalidad principal del N2 datum calculado por el sistema?**

- a) Determinar el torque máximo permitido por la MGB.
- b) Determinar la temperatura máxima admisible de la turbina.
- c) Calcular la potencia disponible para el Engine Power Check.
- d) Establecer la velocidad objetivo que la EECU debe mantener mediante la regulación del combustible.

52. Powerplant. Respecto de la alimentación dual de la EECU durante el arranque.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?**

- a) Una falla de PP12 no tiene efecto porque la EECU se alimenta exclusivamente desde el alternador del motor.
- b) El EBCAU asume automáticamente el control del arranque.
- c) Una falla de la barra PP12 antes de la velocidad de autosostenimiento puede provocar la interrupción o desregulación del arranque.
- d) La EECU sólo requiere alimentación eléctrica después de alcanzar régimen FLIGHT.

53. Powerplant. Post MOD 07-20015, el motor incorpora una protección automática de sobrevelocidad.

**¿Qué ocurre cuando N2 supera el 120 %, equivalente aproximadamente a 463 rpm del sistema rotor (NR)?**

- a) La EECU limita automáticamente el flujo de combustible hasta recuperar el régimen normal.
- b) Se activa automáticamente el modo de respaldo EBCAU.
- c) Se genera una advertencia GOV roja sin intervención adicional sobre el motor.
- d) Se produce un apagado automático del motor para proteger el sistema de potencia.

54. Powerplant. Aunque la turbina libre gira a 39.158 rpm, el piloto no interpreta N2 como rpm reales de la turbina, sino como una referencia equivalente asociada al tren de transmisión.

**La indicación N2 presentada al piloto se expresa normalmente en:**

- a) Revoluciones por minuto equivalentes del tren de rotor, con valor nominal de 386 rpm.
- b) Porcentaje de torque.
- c) Revoluciones por minuto del generador de gases.
- d) Porcentaje de potencia disponible.

55. Powerplant.

**Los sensores N2b y N2c son utilizados principalmente por:**

- a) El indicador NR/N2.
- b) La EECU para la regulación del motor.
- c) El EBCAU.
- d) El VEMD para el cálculo de performance.

56. Powerplant. Si se pierde la indicación gráfica externa del tacómetro N2.

**¿Qué sistema podría no estar disponible?**

- a) Engine Power Check
- b) HMU.
- c) VEMD.
- d) EBCAU.

57. Powerplant. Respecto de la válvula termostática del sistema de aceite.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?**

- a) Bajo 74 °C, todo el aceite pasa por el enfriador.
- b) Sobre 86 °C, la válvula deriva completamente el flujo fuera del enfriador.
- c) Bajo 74 °C, la mayor parte del aceite retorna directamente al estanque sin pasar por el enfriador.
- d) D. La válvula permanece cerrada hasta que el ventilador entra en funcionamiento.

58. Powerplant.

**Cuando la temperatura de aceite alcanza 86 °C o más, la válvula termostática se encuentra:**

- a) Completamente abierta y el enfriador bypassado.
- b) Completamente cerrada, enviando todo el flujo de aceite a través del enfriador.
- c) En posición intermedia.
- d) Controlada directamente por la EECU.

59. Powerplant. Durante el arranque, si transcurren más de 5 segundos desde que N1 supera 17% sin producirse ignición, la EECU detiene automáticamente la secuencia de arranque.

**¿Qué acción realiza posteriormente el sistema?**

- a) Persiste en producir el arranque hasta que el piloto lleve al selector de arranque a posición OFF.
- b) Detiene la secuencia. Luego permite que N1 disminuya hasta aproximadamente 10% e inicia automáticamente un segundo intento de arranque sin intervención del piloto.
- c) Activa automáticamente el sistema de respaldo EBCAU para inyectar combustible adicional y completar el arranque.
- d) Detiene la secuencia de arranque y bloquea un nuevo intento hasta que disminuya la TOT a 200 °C o menos.

60. Fuel System. Respecto de la arquitectura del sistema de combustible.

**¿Cuál de los siguientes conjuntos está compuesto exclusivamente por elementos pertenecientes a la parte del motor?**

- a) Fuel Control Unit (FCU), bomba de baja presión, bomba de alta presión y transmisores de presión y temperatura de combustible.
- b) Estanque de combustible, bomba eléctrica de arranque, válvula de corte de combustible y Fuel Control Unit (FCU).
- c) Estanque de combustible, transmisor de cantidad de combustible, bomba eléctrica de arranque y válvula de corte de combustible.
- d) Fuel Control Unit (FCU), bomba eléctrica de arranque, válvula de corte de combustible y transmisor de cantidad de combustible.

61. Fuel System.

**¿Cuál de los siguientes componentes pertenece a la parte de la aeronave del sistema de combustible?**

- a) Bomba de alta presión.
- b) Fuel Control Unit (FCU).
- c) Transmisor de presión de combustible.
- d) Válvula de corte de combustible (Shut off).

62. Fuel System. El estanco de combustible del EC130T2 incorpora características crashworthy.

**¿Cuál es la finalidad principal de este diseño?**

- a) Facilitar la inspección visual del combustible.
- b) Reducir la formación de agua en el estanco.
- c) Minimizar la probabilidad de ruptura del estanco y derrame de combustible durante un impacto.
- d) Permitir el drenaje completo del combustible sin desmontar componentes.

63. Fuel System. El VEMD presenta la cantidad de combustible remanente mediante una escala porcentual y un valor numérico.

**¿Qué principio utiliza la sonda de combustible para realizar esta medición?**

- a) Variación de capacitancia producida por el cambio del dieléctrico entre aire y combustible.

- b) Variación de presión hidrostática en el fondo del estanque.
- c) Posición de un flotador mecánico conectado a un potenciómetro.
- d) Cálculo de combustible consumido efectuado por la EECU.

64. Fuel System. El sistema de detección de bajo nivel de combustible incorpora redundancia.

**¿Cómo se implementa esta característica?**

- a) Dos sondas capacitivas independientes instaladas en el estanque.
- b) Dos termistores independientes instalados en serie.
- c) Una indicación de cantidad basada en capacitancia y una detección independiente de bajo nivel basada en un termistor.
- d) Una indicación de cantidad basada en presión y una detección independiente basada en capacitancia.

65. Fuel System. La iluminación de la luz FUEL indica una condición de bajo nivel de combustible. Aunque la acción requerida es LAND AS SOON AS POSSIBLE y nunca debería continuarse el vuelo deliberadamente con esta indicación, al encenderse la luz el piloto debe iniciar un cronómetro.

**¿Qué autonomía aproximada permanece disponible desde el encendido de la luz FUEL?**

- a) 10 minutos de vuelo a MCP.
- b) 15 minutos de vuelo a MCP.
- c) 20 minutos de vuelo a MCP.
- d) 30 minutos de vuelo a MCP.

66. Fuel System.

**¿Qué condición provoca la iluminación de la luz FUEL P?**

- a) Bajo nivel de combustible en el estanque.
- b) Baja presión de combustible.
- c) Pre-taponamiento del filtro de combustible.
- d) Falla de la bomba eléctrica de arranque.

67. Fuel System.

**¿Cómo monitorea la EECU el estado de pre-taponamiento del filtro de combustible?**

- a) Midiendo el caudal de combustible suministrado al motor.
- b) Comparando la diferencia de presión entre transmisores ubicados antes y después del filtro.
- c) Monitoreando la temperatura del combustible a la salida del filtro.
- d) Detectando partículas metálicas presentes en el combustible.

68. Fuel System.

**¿Cómo se indica una condición de pre-taponamiento Nivel 1 (Maintenance)?**

- a) La luz FUEL FILT permanece iluminada continuamente.
- b) Aparece un indicador visual POP-UP en la unidad del filtro.
- c) La luz FUEL FILT parpadea únicamente cuando el motor se encuentra en IDLE o detenido.
- d) Se ilumina simultáneamente la luz FUEL P.

69. Fuel System.

**¿Cómo se indica una condición de pre-taponamiento Nivel 2 (Alert)?**

- a) La luz FUEL FILT permanece iluminada de forma continua, independientemente del régimen de operación del motor.
- b) La luz FUEL FILT parpadea únicamente con el motor detenido.
- c) Se genera exclusivamente un mensaje en la página MAINTENANCE del VEMD.
- d) Se activa automáticamente el bypass del filtro.

70. Fuel System.

**¿Cómo se identifica una condición de taponamiento Nivel 3 del filtro de combustible?**

- a) Por la iluminación de la luz FUEL P.
- b) Por la iluminación de la luz FUEL.
- c) Por una indicación exclusiva en el VEMD.
- d) Por la aparición de un indicador visual POP-UP en la unidad del filtro.

71. Main Rotor Drive. La unión entre el motor y la Caja de Transmisión Principal (MGB) transmite la potencia desarrollada por el motor. Las uniones flexibles absorben pequeños errores de alineamiento entre ejes y evitan que cargas distintas al torque sean transmitidas al eje de transmisión.

**¿Cuál de los siguientes conjuntos corresponde a los principales componentes de esta unión motor-MGB?**

- a) Eje de transmisión, dos uniones flexibles, anillo gimbal, carcasa y acoplamiento fijado al motor.
- b) Eje de transmisión, acoplamiento elastomérico monobloque, eje intermedio y soporte central.
- c) Eje de transmisión, junta universal simple, caja de transmisión intermedia y acoplamiento flexible posterior.
- d) Eje de transmisión, junta cardánica doble, eje telescópico y amortiguador torsional integrado.

72. Main Rotor Drive. La Caja de Transmisión Principal (MGB) y el rotor principal se encuentran suspendidos como un péndulo, oscilando alrededor del punto de convergencia de cuatro barras de suspensión.

**¿Qué elementos conforman este sistema de suspensión?**

- a) Cuatro barras rígidas y una suspensión elástica bidireccional mediante bloques laminados de goma instalados bajo la MGB.
- b) Cuatro soportes elastoméricos radiales distribuidos alrededor de la caja de transmisión principal, sin barras de suspensión.
- c) Una estructura tubular con amortiguadores oleoneumáticos y soportes elastoméricos superiores.
- d) Tres soportes elastoméricos principales y una barra de reacción para absorber el torque de la transmisión.

73. Main Rotor Drive. La MGB utiliza módulos intercambiables, lo que permite aislar funciones mecánicas y de lubricación durante inspecciones o mantenimiento.

**¿Cuál de los siguientes conjuntos corresponde a componentes asociados al módulo 3?**

- a) Tren epicycloidal, detector de torque, filtro y válvula de alivio.
- b) Bomba de aceite, válvula de alivio de presión, interruptor térmico y detector de partículas metálicas inferior.
- c) Engranajes cónicos, detector de partículas metálicas, bomba de aceite y filtro.
- d) Rueda libre, válvula de alivio, bomba de aceite y detector de torque.

74. Main Rotor Drive. En condiciones normales, el aceite de la MGB circula a través de un filtro. Si éste se obstruye, una válvula bypass permite mantener la lubricación del sistema. Respecto de esta condición.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?**

- a) La apertura del bypass genera la iluminación de la luz MGB FILT.
- b) La apertura del bypass despliega un indicador visual POP-UP en el filtro.
- c) La EECU monitorea continuamente el diferencial de presión del filtro y genera alertas de mantenimiento.
- d) La apertura del bypass no genera ninguna indicación visual ni eléctrica para el piloto.

75. Main Rotor Drive.

**¿Qué condición provoca la iluminación de la luz roja MGB P?**

- a) Temperatura excesiva del aceite de la MGB.
- b) Obstrucción del filtro de aceite.
- c) Presión de aceite de la MGB inferior a 1 bar (14,5 psi).
- d) Nivel bajo de aceite en la MGB.

76. Main Rotor Drive. En vuelo se ilumina la luz roja MGB P acompañada del GONG. El procedimiento indica reducir potencia y aterrizar tan pronto como sea posible. Aunque se han demostrado hasta 55 minutos de funcionamiento en ensayos de banco a baja potencia.

**¿Cuál es la acción correcta del piloto?**

- a) Mantener velocidad de crucero y continuar hasta el aeródromo más conveniente mientras no existan vibraciones anormales.
- b) Reducir colectivo, establecer velocidad de mejor razón de ascenso (Vy) y dirigirse al sitio más cercano que permita realizar un aterrizaje seguro.
- c) Establecer Vh y continuar el vuelo siempre que el tiempo estimado remanente sea inferior a 55 minutos.
- d) Reducir velocidad a 40 kt para disminuir la carga sobre la transmisión y continuar hacia el destino previsto. Aterrizaje deslizado con mínima potencia posible.

77. Main Rotor Drive. El sistema de medición de torque está integrado en el motor, pero entrega un parámetro de transmisión.

**¿Qué principio utiliza para medir el torque transmitido a la MGB?**

- a) Medición de la presión de aceite generada por la MGB.

- b) Comparación entre la temperatura del eje transmisor y la temperatura del eje de referencia.
- c) Medición de la deformación angular relativa entre un eje transmisor sometido a torsión y un eje de referencia no sometido a torsión.
- d) Medición de la diferencia de velocidad entre N1 y N2.

78. Main Rotor Drive. El freno rotor constituye un elemento de seguridad crítico. Permite detener rápidamente el rotor tras el corte de motor para facilitar la evacuación de pasajeros en situaciones de emergencia, particularmente en un aterrizaje con incendio a bordo. Además, limita el daño acumulativo de componentes elastoméricos de la cabeza de rotor durante la detención.

**¿Qué función cumple el microinterruptor asociado al sistema de freno rotor?**

- a) Impide la aplicación del freno rotor sobre 170 rpm.
- b) Impide el arranque del motor si el freno rotor se encuentra aplicado.
- c) Activa automáticamente el freno rotor cuando NR disminuye bajo 140 rpm.
- d) Libera automáticamente el freno rotor cuando N1 supera 20%.

79. Main Rotor Drive. El freno rotor constituye un elemento de seguridad crítico. Debe ser capaz de detener el rotor en menos de 25 segundos cuando se aplica a 170 rpm y requiere limitaciones específicas para evitar daños por temperatura y desgaste.

**¿Cuál es el tiempo mínimo permitido entre dos aplicaciones consecutivas del freno rotor?**

- a) No existe limitación; el sistema inhibe automáticamente nuevas aplicaciones cuando la temperatura es excesiva.
- b) Tres minutos, siempre que el rotor haya girado al 100% por al menos dos minutos entre frenados consecutivos.
- c) Cinco minutos.
- d) Diez minutos.

80. Main Rotor Drive. La Caja de Transmisión Principal (MGB) posee dos funciones fundamentales dentro de la cadena de transmisión de potencia.

**¿Cuáles son estas funciones?**

- a) Aumentar la velocidad de rotación y distribuir potencia hacia el rotor de cola
- b) Absorber vibraciones torsionales y regular automáticamente el torque.
- c) Mantener constante NR y proteger la transmisión contra sobrevelocidad.

- d) Cambiar la dirección de transmisión de potencia y reducir la velocidad de rotación proveniente del motor.

81. Main Rotor Drive. El sistema de lubricación de la MGB comparte un conjunto de enfriadores con el sistema de aceite de motor.

**¿Qué parámetro controla el encendido automático del ventilador de enfriamiento?**

- a) Temperatura del aceite de la MGB.
- b) Presión del aceite de la MGB.
- c) Temperatura del aceite de motor.
- d) Temperatura ambiente medida por el VEMD.

82. Main Rotor Drive. Antes del arranque del motor es normal observar la luz MGB P iluminada.

**¿Cuál es la razón de esta condición?**

- a) La bomba de aceite de la MGB aún no ha generado presión y ésta se encuentra por debajo de 1 bar.
- b) El filtro de aceite se encuentra bypassado durante el arranque.
- c) El rotor principal está detenido y la EECU interpreta esta condición como una falla.
- d) El interruptor térmico del sistema de lubricación se encuentra abierto.

83. Main Rotor. El rotor principal es de tipo STARFLEX. Este diseño elimina las articulaciones convencionales lubricadas utilizadas en otros sistemas de rotor.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones describe correctamente una característica del sistema STARFLEX?**

- a) Utiliza deformación elástica y componentes elastoméricos para reemplazar las articulaciones convencionales lubricadas.
- b) Utiliza un sistema soft-in-plane con amortiguadores hidráulicos para controlar los movimientos de avance-retardo de las palas.
- c) Utiliza articulaciones independientes de flapeo, avance-retardo y cambio de paso para cada pala.
- d) Utiliza un sistema bearingless en el que todos los movimientos se obtienen exclusivamente mediante flexión estructural de la viga flexible (flex-beam).

84. Main Rotor. En el rotor STARFLEX, el flapeo se logra mediante la deformación elástica de los brazos de la estrella.

**¿Cómo se logran principalmente los movimientos de avance-retardo y cambio de paso?**

- a) Mediante deformación torsional del flex beam y amortiguadores de goma instalados en el HUB.
- b) Mediante adaptadores de frecuencia elastoméricos y rodamientos de empuje esféricos laminados.
- c) Mediante rodamientos metálicos lubricados y articulaciones mecánicas independientes.
- d) Mediante cojinetes hidrostáticos alimentados por el sistema hidráulico principal.

85. Main Rotor. Durante la inspección exterior, el piloto debe reconocer la naturaleza constructiva de las palas para comprender su sensibilidad a impactos, delaminaciones y daños visibles. Respecto de la construcción de las palas del rotor principal.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?**

- a) Están construidas con un larguero tubular de acero inoxidable y revestimiento de aluminio ligero.
- b) Incorporan un núcleo honeycomb de Nomex y revestimiento íntegramente de fibra de carbono.
- c) Son palas de materiales compuestos, de construcción laminada en vidrio-resina, unidas al hub mediante quick release pins.
- d) Incorporan un larguero de aluminio extruido y revestimiento metálico remachado.

86. Main Rotor. El monitoreo de NR utiliza un sensor frente a una rueda fónica metálica. La señal se envía al indicador NR, a la ASU N°1 para generar advertencias sonoras y al VEMD, que puede registrar hasta cinco overlimits.

**¿Cuáles son los umbrales de activación de bajas NR y altas NR?**

- a) Bajas NR 320 rpm y altas NR 430 rpm.
- b) Bajas NR 375 rpm y altas NR 405 rpm.
- c) Bajas NR 324 rpm y altas NR 424 rpm.
- d) Bajas NR 360 rpm y altas NR 410 rpm.

87. Main Rotor. En operación normal, el tacómetro NR/N2 es alimentado eléctricamente por la barra PP5.

**¿Qué ocurre con la alimentación del tacómetro cuando se selecciona EMER SHED?**

- a) Permanece alimentado a través de la barra EMER SHED PP46.

- b) Deja de operar porque la barra PP5 queda desenergizada.
- c) Permanece alimentado directamente por el alternador del motor.
- d) Opera como un sistema autónomo independiente de las barras eléctricas.

88. Main Rotor. El arranque y la detención del rotor han sido demostrados con viento de hasta 40 kt desde cualquier dirección, aumentado hasta 50 kt si el viento proviene del cuadrante delantero (eje longitudinal  $\pm 30^\circ$ ).

**¿Cómo debe interpretarse esta información?**

- a) Como una limitación operacional publicada en la Sección 2 Limitations.
- b) Como un requisito de certificación calculado teóricamente y no demostrado en ensayos.
- c) Como una condición operacional permitida únicamente cuando se utiliza el freno de rotor.
- d) Como una capacidad demostrada y publicada en la Sección 5 Performance, sin constituir una limitación operacional.

89. Main Rotor. El estado de anillo de vórtice (Vórtex) puede producirse durante descensos a baja velocidad, especialmente con elevadas razones de descenso y componente de viento de cola. La condición suele estar precedida por vibraciones características y puede evolucionar rápidamente hacia una pérdida significativa de sustentación y un incremento descontrolado de la razón de descenso.

**¿Cuál es la técnica de recuperación recomendada?**

- a) Aumentar colectivo para recuperar inmediatamente la sustentación vertical.
- b) Aplicar pedal derecho para incrementar el empuje del rotor de cola.
- c) Aplicar cíclico lateral para abandonar lateralmente la columna de aire recirculado.
- d) Aplicar cíclico hacia adelante para generar velocidad de traslación y restablecer un flujo de aire limpio a través del rotor.

90. Tail Rotor Drive. A partir de marzo de 2019 se introdujo la MOD 07.4581, una modificación estructural del cono de cola destinada a reducir costos de fabricación, mejorar el soporte y encaminamiento de arneses y controles de vuelo, y corregir un problema de propagación de grietas en la unión entre el cono de cola y el Fenestron.

**¿Qué cambio incorporó esta modificación en la transmisión del rotor de cola?**

- a) La transmisión pasó de tres ejes soportados por cinco conjuntos rodamiento-soporte a dos ejes soportados por un único soporte intermedio.
- b) La transmisión pasó de dos ejes a tres ejes para reducir las vibraciones torsionales.

- c) Se eliminó el soporte intermedio y los ejes quedaron conectados directamente entre el motor y la TGB.
- d) Se reemplazaron los acoplamientos flexibles por juntas universales lubricadas.

91. Tail Rotor Drive. Los ejes de transmisión del rotor de cola están conectados mediante acoplamientos flexibles.

**¿Cuál es la función principal de estos acoplamientos?**

- a) Reducir la velocidad de rotación transmitida hacia la TGB.
- b) Absorber los desalineamientos que se producen en vuelo entre el motor, el cono de cola y la caja de transmisión de cola.
- c) Limitar el torque máximo transmitido al rotor de cola.
- d) Compensar automáticamente las vibraciones producidas por el rotor de cola.

92. Tail Rotor Drive. Los ejes de transmisión del rotor de cola son de tipo supercrítico, es decir, operan normalmente a velocidades superiores a su primera frecuencia natural de vibración y atraviesan transitoriamente zonas de resonancia durante la aceleración y desaceleración.

**¿Por qué la versión post MOD 07.4581 incorpora dos dampers instalados sobre los ejes?**

- a) Para reducir la temperatura de operación de los rodamientos durante vuelo.
- b) Para absorber las cargas axiales generadas por la TGB.
- c) Para limitar la amplitud de las vibraciones cuando la velocidad de rotación atraviesa transitoriamente las frecuencias de resonancia durante el arranque y la detención.
- d) Para mantener constante la velocidad del rotor de cola durante cambios rápidos de potencia.

93. Tail Rotor Drive. La Caja de Transmisión de Cola (TGB) es una caja angular reductora de diseño modular instalada en el Fenestron.

**¿Cuál es su función principal dentro de la cadena de transmisión de potencia?**

- a) Incrementar la velocidad de rotación para mejorar la eficiencia del rotor de cola.
- b) Absorber las vibraciones torsionales provenientes del motor.
- c) Regular automáticamente la potencia transmitida al rotor de cola.
- d) Cambiar la dirección de transmisión de potencia y transmitir el movimiento al rotor de cola mediante un conjunto de engranajes cónicos.

94. Tail Rotor Drive. La TGB incorpora un detector magnético eléctrico de partículas metálicas instalado en la carcasa cónica.

**¿Cuál es el principio de funcionamiento de este sistema?**

- a) Detecta un incremento de temperatura producido por la fricción de partículas metálicas en el aceite.
- b) Detecta una disminución de presión en el circuito de lubricación cuando se acumulan partículas metálicas.
- c) Enciende la luz TGB CHIP cuando las partículas metálicas acumuladas cierran eléctricamente el espacio entre los contactos del detector.
- d) Detecta vibraciones anormales generadas por el desgaste de los engranajes de la TGB.

95. Tail Rotor Drive. En vuelo se ilumina la luz ámbar TGB CHIP, indicando la presencia de partículas metálicas en el circuito de aceite de la Caja de Transmisión de Cola (TGB).

**¿Cuál es la acción requerida?**

- a) Aterrizar tan pronto como sea posible debido a una falla potencial de la transmisión de cola.
- b) Reducir potencia y aterrizar inmediatamente en el sitio más cercano adecuado.
- c) Continuar el vuelo hasta identificar un área compatible con una autorrotación y efectuar un aterrizaje sin potencia.
- d) Continuar el vuelo evitando períodos prolongados de vuelo estacionario.

96. Tail Rotor. El Fenestron es un rotor de cola tipo fan-in-fin instalado dentro de un conducto integrado a la estructura de cola.

**¿Cuál es una de las principales ventajas operacionales de este diseño respecto de un rotor de cola convencional?**

- a) Elimina completamente la necesidad de aplicar pedal durante el vuelo.
- b) Reduce el riesgo de contacto con personas u obstáculos durante operaciones en tierra y vuelo estacionario.
- c) Permite mantener el control direccional sin utilizar una caja de transmisión de cola.
- d) Incrementa la velocidad de crucero al eliminar el consumo de potencia del sistema antitorque.

97. Tail Rotor. El Fenestron incorpora diez palas de aleación de aluminio distribuidas de manera no uniforme alrededor del rotor.

**¿Cuál es la finalidad principal de esta distribución desigual de las palas?**

- a) Incrementar el empuje máximo disponible a baja velocidad.
- b) Reducir las cargas centrífugas transmitidas a la TGB.
- c) Reducir el nivel de ruido generado por el rotor de cola.
- d) Disminuir el torque requerido durante vuelo de crucero.

98. Tail Rotor. El rotor de cola incorpora barras laminadas de tensión-torsión (tension-torsion bars) que conectan las palas al cubo del rotor.

**¿Cuál es la función principal de estas barras?**

- a) Absorber la fuerza centrífuga generada por las palas y permitir la variación de paso.
- b) Amortiguar las vibraciones transmitidas por la TGB.
- c) Limitar mecánicamente el recorrido de los pedales.
- d) Reducir el torque transmitido desde la transmisión de cola.

99. Tail Rotor. El helicóptero no incorpora servocontroles para el rotor de cola.

**¿Qué elemento ayuda a reducir los esfuerzos requeridos sobre los pedales durante los cambios de paso del Fenestron?**

- a) Los rodamientos de contacto angular instalados en la TGB.
- b) Los contrapesos superior e inferior (chin weights) instalados en el rotor de cola.
- c) Los amortiguadores instalados en los ejes de transmisión.
- d) El estabilizador vertical integrado al Fenestron.

100. Tail Rotor. El Fenestron es capaz de generar todo el empuje antitorque requerido para garantizar la controlabilidad de la aeronave y no debe considerarse menos efectivo que un rotor de cola convencional (CTR). Sin embargo, la relación entre empuje y posición del pedal es menos lineal y concentra una mayor autoridad de control en los extremos del recorrido.

**¿Qué diferencia debería esperar un piloto durante el vuelo estacionario al transitar desde un helicóptero equipado con CTR a uno equipado con Fenestron?**

- a) El Fenestron genera el mismo empuje utilizando menor desplazamiento de pedal derecho.
- b) El Fenestron alcanza el empuje máximo disponible antes de llegar al final del recorrido del pedal.

- c) El Fenestron requiere una mayor aplicación de pedal derecho para producir niveles equivalentes de empuje antitorque.
- d) El Fenestron genera menos empuje máximo disponible y es más susceptible a sufrir una guiñada imprevista.

101. Tail Rotor. El estabilizador vertical del Fenestron reduce significativamente la demanda de empuje antitorque a medida que aumenta la velocidad.

**¿Qué ocurre normalmente con la posición de los pedales al acelerar desde vuelo estacionario hacia crucero?**

- a) Debe aplicarse progresivamente más pedal derecho para compensar la menor efectividad del Fenestron.
- b) Los pedales pueden centrarse y dejarse sin intervención del piloto una vez estabilizado el vuelo de crucero.
- c) La posición de los pedales permanece prácticamente constante en todo el rango de velocidades.
- d) Los pedales se desplazan progresivamente hacia la posición de empuje cero a medida que aumenta la velocidad.

102. Flight Controls. La mixing unit constituye la interfaz mecánica entre los mandos cíclico y colectivo. Recibe las órdenes a través de cuatro varillas de control (una asociada al canal de cabeceo, dos asociadas al canal de alabeo y una asociada al colectivo) y las distribuye hacia los servocontroles hidráulicos que actúan sobre el swashplate.

**¿Cuál es la función principal de la mixing unit?**

- a) Combinar automáticamente las órdenes del piloto con las del piloto automático.
- b) Permitir que los mandos cíclico y colectivo operen independientemente, sin acoplamiento mutuo entre ellos.
- c) Distribuir la presión hidráulica requerida por los servocontroles principales.
- d) Modificar automáticamente el paso del Fenestron cuando se desplaza el colectivo.

103. Flight Controls. El anticipador de colectivo está conectado al torque tube del mando colectivo y proporciona información de posición a la EECU.

**¿Cuál es la finalidad principal de esta información?**

- a) Permitir a la EECU anticipar las variaciones de potencia requeridas como consecuencia de los cambios de paso colectivo.
- b) Entregar una señal eléctrica al instrumento indicador de paso.

- c) Determinar la posición de los pedales para compensar automáticamente las variaciones de torque.
- d) Detectar sobrecargas estructurales en el sistema de mando colectivo.

104. Flight Controls. El sistema de control de guiñada transmite el movimiento de los pedales hacia el mecanismo de cambio de paso del Fenestron mediante una cadena de cables Flexball, varillas, palancas y bell-cranks (palancas acodadas).

**¿Qué ocurre cuando el piloto aplica pedal derecho?**

- a) El mecanismo de cambio de paso se desplaza hacia el fuselaje, disminuyendo el paso de las palas y el empuje del Fenestron.
- b) El mecanismo de cambio de paso del Fenestron permanece fijo y la guiñada se obtiene únicamente mediante el estabilizador vertical.
- c) El mecanismo de cambio de paso no se desplaza alejándose del fuselaje, el empuje del Fenestron se regula mediante cambios en la velocidad de rotación del rotor de cola.
- d) El mecanismo de cambio de paso incrementa simultáneamente el paso del Fenestron y aumenta automáticamente el paso colectivo mediante un acoplamiento colectivo-guiñada.

105. Hydraulic System. La MOD 07.4437, introducida en 2015, modificó la lógica de presentación de fallas hidráulicas en el Caution Warning Panel.

**¿Cuál fue el principal cambio introducido por esta modificación?**

- a) La advertencia SERVO fue reemplazada por las advertencias HYD 1 y HYD 2.
- b) La advertencia LIMIT fue reemplazada por las advertencias HYD 1 y HYD 2.
- c) La advertencia HYD fue reemplazada por dos advertencias independientes, HYD 1 y HYD 2, permitiendo identificar cuál sistema hidráulico se encuentra afectado.
- d) Las advertencias HYD 1 y HYD 2 fueron reemplazadas por una advertencia única denominada HYD.

106. Hydraulic System. La MOD 07.4925 cambió la asignación de bombas hidráulicas a los sistemas 1 y 2. Para interpretar correctamente una falla HYD 1 o HYD 2, el piloto debe conocer qué bomba alimenta cada sistema después de la modificación.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones describe correctamente la configuración posterior a esta modificación?**

- a) El sistema 1 es impulsado por una bomba accionada mediante correa Poly-V y alimenta los cuerpos superiores de los servocontroles.

- b) El sistema 1 es impulsado por la bomba accionada por la MGB, alimenta los cuerpos inferiores de los servocontroles y mantiene su unidad hidráulica instalada en el lado derecho de la aeronave.
- c) El sistema 2 es impulsado por la bomba accionada por la MGB y alimenta los cuerpos inferiores de los servocontroles.
- d) Ambos sistemas continúan utilizando la misma asignación de bombas existente antes de la MOD 07.4925.

107. Hydraulic System. Cada unidad hidráulica incorpora una válvula reguladora.

**¿Cuál es la función principal de este componente?**

- a) Mantener la presión del circuito hidráulico en aproximadamente 35 bar.
- b) Comparar la presión de los sistemas HYD 1 y HYD 2 y ecualizar automáticamente ambos circuitos.
- c) Regular el caudal hidráulico en función de la posición de los mandos de vuelo.
- d) Limitar la temperatura del fluido hidráulico durante maniobras prolongadas.

108. Hydraulic System. Post MOD 07.4437, se produce una pérdida de presión en el sistema hidráulico N°1.

**¿Qué indicaciones deberían iluminarse en el Caution Warning Panel?**

- a) HYD 1, SERVO y LIMIT.
- b) HYD 1 y SERVO solamente.
- c) HYD 1 y LIMIT solamente.
- d) HYD 1 solamente.

109. Hydraulic System. Post MOD 07.4437, se produce una pérdida de presión en el sistema hidráulico N°2.

**¿Qué indicaciones deberían iluminarse en el Caution Warning Panel?**

- a) HYD 2 solamente.
- b) HYD 2 y LIMIT.
- c) HYD 2 y SERVO.
- d) HYD 1, HYD 2, SERVO y LIMIT.

110. Hydraulic System. En vuelo se iluminan las luces HYD 1 y SERVO, indicando una pérdida de presión en uno de los sistemas hidráulicos.

**¿Cuál es la acción requerida por el procedimiento?**

- a) Establecer una velocidad entre 40 y 60 kt, llevar el selector HYDRAULIC CUT-OFF a OFF y aterrizar tan pronto como sea posible.
- b) Mantener actitud aproximadamente nivelada, evitar maniobras bruscas, mantener ángulos de banqueo inferiores a 30°, mantener IAS inferior a 110 kt y aterrizar tan pronto como sea practicable.
- c) Ajustar 70 kt, llevar el selector HYDRAULIC CUT-OFF a OFF, presionar ACCU TEST para descargar el acumulador de cola y realizar una aproximación con derrape a la izquierda seguida de un aterrizaje deslizado.
- d) Reducir potencia y efectuar una autorrotación preventiva en el área adecuada más cercana.

111. Hydraulic System. La luz LIMIT puede iluminarse en vuelo aun cuando ambos sistemas hidráulicos se encuentren operativos.

**¿Cuál de las siguientes condiciones provoca esta indicación?**

- a) Presión hidráulica inferior a 20 bar en el sistema N°1.
- b) Obstrucción del filtro hidráulico de cualquiera de los dos sistemas.
- c) Alcanzar la carga máxima de un servomando, una condición de esfuerzo máximo en la cabeza del rotor o una posición longitudinal extrema del mando cíclico.
- d) Se alcanzó la máxima diferencia de presión permisible entre los sistemas HYD 1 y HYD.

112. Hydraulic System. En vuelo de crucero a alta velocidad o durante una maniobra pronunciada se ilumina la luz LIMIT.

**¿Cuál es la acción correctiva indicada por el procedimiento?**

- a) Mantener la condición de vuelo actual y monitorear la evolución de la indicación. Es solamente una advertencia.
- b) Seleccionar el HYDRAULIC CUT-OFF switch en OFF, proceder según el procedimiento para pérdida de presión hidráulica y aterrizar tan pronto como sea posible.
- c) Reducir la velocidad por debajo de 60 kt y presionar ACCU TEST para redistribuir la presión desde el acumulador de cola a los servomandos principales.
- d) Reducir potencia mediante el colectivo y reducir velocidad o factor de carga mediante el mando cíclico.

113. Hydraulic System. La luz LIMIT forma parte de las protecciones asociadas a la envolvente de vuelo aprobada. El Flight Manual establece: "Do not exceed a load factor that causes LIMIT light to come on".

**¿Cómo debe interpretar el piloto esta limitación?**

- a) Como una indicación de que se han excedido los límites de maniobra aprobados, lo que requiere una inspección visual de la cabeza de rotor antes del siguiente vuelo.
- b) Como una advertencia de que se ha alcanzado una condición asociada a los límites de carga o control del helicóptero y que la maniobra debe aliviarse.
- c) Como una indicación anticipada de una condición conducente a una falla hidráulica, que permite terminar el vuelo, pero no volver a despegar hasta realizar acciones de mantenimiento.
- d) Como una advertencia de presión excesiva en uno o ambos sistemas hidráulicos.

114. Servo Controls. Los tres servocontroles principales poseen un diseño de doble cilindro (tandem-cylinder). Cada cilindro es alimentado por un sistema hidráulico independiente y desarrolla su fuerza utilizando una presión nominal de 35 bar.

**¿Cuál es la principal ventaja de esta arquitectura?**

- a) Permite mantener el control de la aeronave en todas las configuraciones de vuelo aun cuando uno de los sistemas hidráulicos pierda presión.
- b) Permite seleccionar el sistema hidráulico operativo mediante el switch SERVO TST cuando ocurre una falla.
- c) Permite reducir la velocidad de vuelo requerida para mantener la controlabilidad después de una falla hidráulica.
- d) Permite operar normalmente con ambos sistemas despresurizados durante períodos prolongados.

115. Servo Controls. Cada servocontrol incorpora una válvula distribuidora principal y una válvula distribuidora de respaldo (back-up distributor valve). En caso de atascamiento de una de las válvulas, la otra continúa desplazándose y permitiendo el suministro hidráulico al servocontrol.

**¿Cuál es la finalidad principal de esta arquitectura?**

- a) Permitir que el piloto desacople hidráulicamente el servocontrol afectado mediante el HYD CUT-OFF switch.
- b) Evitar el bloqueo de los mandos de vuelo y mantener el control de la aeronave ante el atascamiento de una válvula distribuidora.
- c) Incrementar temporalmente la presión hidráulica disponible durante maniobras de alta carga.

- d) Permitir que cada sistema hidráulico opere independientemente sobre distintos ejes de control.

116. Servo Controls. En vuelo se ilumina la luz SERVO sin que existan indicaciones HYD 1 o HYD 2. Esta condición indica el probable atascamiento de una válvula distribuidora en uno de los servocontroles principales.

**¿Cuál es la acción requerida por el procedimiento?**

- a) Seleccionar el HYD CUT-OFF switch en OFF y estabilizar la velocidad entre 40 y 60 kt.
- b) Aterrizar inmediatamente en el área adecuada más cercana.
- c) Continuar el vuelo hasta el aeródromo más cercano donde se pueda disponer de asistencia apropiada, de acuerdo con el criterio del piloto.
- d) Continuar el vuelo asumiendo que se trata de una falla de indicación. La luz SERVO nunca debería encenderse sin estar acompañada de HYD 1 o HYD 2.

117. Electrical System. El sistema eléctrico del EC130B4/T2 puede ser alimentado por tres fuentes: batería (24 V DC), generador (28,5 V DC  $\pm$  0,3 V) y unidad externa de energía (GPU/EPU, 28 V DC). Cuando una GPU/EPU se conecta y energiza la aeronave, el sistema le otorga prioridad e impide que batería y generador se conecten simultáneamente a la barra principal de distribución.

**¿Cuál es la finalidad de esta lógica?**

- a) Aumentar la capacidad disponible para el arranque conectando simultáneamente todas las fuentes de energía.
- b) Permitir que la GPU/EPU cargue la batería antes del arranque.
- c) Evitar que dos fuentes alimenten simultáneamente la barra principal y evitar que la batería sea cargada por una fuente no regulada por el sistema eléctrico del helicóptero.
- d) Reservar la batería exclusivamente para la alimentación de emergencia.

118. Electrical System. El panel 30 alfa se encuentra en la consola, al alcance del piloto. Esta ubicación responde a la importancia operacional de los consumidores protegidos por dicho panel.

**¿Qué tipo de consumidores están asociados al panel 30 alfa?**

- a) Consumidores importantes para el vuelo, pero críticos únicamente durante operaciones nocturnas.

- b) Consumidores importantes para el vuelo, cuya protección debe permanecer accesible para el piloto.
- c) Consumidores alimentados exclusivamente por la GPU/EPU para operaciones de mantenimiento en tierra, como lavado de compresor o bancos de prueba.
- d) Consumidores que permanecen conectados cuando se selecciona EMER SHED.

119. Electrical System. Los consumidores esenciales para la seguridad de vuelo son alimentados tanto desde la barra principal de distribución como directamente desde la batería. Sus circuit breakers se encuentran en los paneles 16 alfa (consola) y 50 alfa (sector batería).

**¿Cuál es la diferencia principal entre ambos grupos?**

- a) Los consumidores protegidos por el panel 16 alfa pueden desconectarse mediante la selección D. BATT SHED, mientras que los consumidores protegidos por el panel 50 alfa permanecen energizados.
- b) Los consumidores protegidos por el panel 50 alfa pueden desconectarse mediante la selección D. BATT SHED, mientras que los consumidores protegidos por el panel 16 alfa permanecen energizados.
- c) Los consumidores protegidos por el panel 16 alfa son importantes para el vuelo, mientras que los protegidos por el panel 50 alfa son únicamente consumidores de mantenimiento.
- d) Los consumidores protegidos por el panel 16 alfa son alimentados por el generador y los protegidos por el panel 50 alfa son alimentados exclusivamente por la batería.

120. Electrical System. Al seleccionar EMER SHED tras una falla del generador, el sistema reduce la carga eléctrica de la batería desconectando determinados consumidores.

**¿Cuál es el objetivo principal de esta selección?**

- a) Mantener alimentados únicamente los equipos necesarios para la seguridad de vuelo y aumentar la autonomía eléctrica remanente.
- b) Restablecer automáticamente la conexión del generador a la barra principal.
- c) Transferir toda la carga eléctrica a la batería auxiliar de arranque en frío.
- d) Incrementar la capacidad de carga disponible para el VEMD y los sistemas de iluminación.

121. Electrical System. Si el generador se encuentra fuera de línea, la batería está prácticamente agotada y se ha seleccionado EMER SHED.

**¿Qué sistema conserva alimentación propia gracias a su alternador dedicado?**

- a) El transponder.
- b) El indicador NR/N2.
- c) La EECU.
- d) El VEMD.

122. Electrical System. Durante un vuelo se detecta humo en cabina y no es posible identificar su origen. El procedimiento indica seleccionar EMER SHED, desconectar el generador y los equipos de aviónica para aislar posibles fuentes eléctricas de humo. Si el humo desaparece posteriormente.

**¿Cuál es la filosofía correcta para restablecer los sistemas eléctricos?**

- a) Reconectar todos los consumidores simultáneamente para verificar si el humo reaparece.
- b) Mantener desconectados permanentemente todos los sistemas eléctricos hasta el aterrizaje.
- c) Reconectar únicamente la aviónica y continuar el vuelo si no reaparece el humo.
- d) Reconectar los consumidores mínimos requeridos uno por uno, identificando y manteniendo desconectado cualquier sistema que provoque nuevamente la aparición de humo.

123. Electrical System. En una situación de humo en cabina con fuente no identificada, el procedimiento requiere seleccionar EMER SHED. Esta acción provoca la pérdida de ambas pantallas del VEMD, por lo que el piloto debe aplicar el procedimiento Failure of Both Screens.

**¿Qué limitación de velocidad debe utilizar para evitar exceder la potencia autorizada durante la continuación del vuelo?**

- a) Ajustar la velocidad a 125 KIAS a nivel del mar, reduciéndola en 3 kt por cada 1.000 ft de altitud presión. Por ejemplo, a 10.000 ft la velocidad será 95 KIAS.
- b) Ajustar la velocidad a Vy, 70 KIAS a nivel del mar, reduciéndola en 1 kt por cada 1.000 ft de altitud presión. Por ejemplo, a 10.000 ft la velocidad será 60 KIAS.
- c) Ajustar la velocidad a un máximo de 110 KIAS, aplicando la misma limitación utilizada ante una falla de un circuito hidráulico.
- d) Ajustar la velocidad a 100 KIAS a nivel del mar, reduciéndola en 2 kt por cada 1.000 ft de altitud presión. Posteriormente efectuar un aterrizaje tan pronto como sea practicable, sin pasar por estacionario.

124. Air Data System. El tubo Pitot proporciona presión total (Pt) al sistema y las tomas estáticas proporcionan presión estática (Ps). En cabina, el piloto dispone de indicaciones de velocidad, altitud y velocidad vertical tanto en el instrumento principal Garmin GDU 1060 como en el instrumento de respaldo Garmin GI275.

**¿Cómo se procesa esta información en ambos sistemas?**

- a) Tanto el GDU 1060 como el GI275 reciben información procesada exclusivamente por el ADAHRS GSU 75H.
- b) El ADAHRS GSU 75H procesa la información para el GDU 1060, mientras que el GI275 recibe únicamente presión estática y obtiene la velocidad desde el VEMD.
- c) El GI275 procesa toda la información del sistema y distribuye los parámetros al GDU 1060 y al VEMD.
- d) El ADAHRS GSU 75H procesa la información de presión y temperatura para el GDU 1060, mientras que el GI275 utiliza su propio procesador interno y recibe directamente las presiones estática y total.

125. Air Data System. El Flight Manual establece que la presión estática recogida por las tomas estáticas es enviada al VEMD.

**¿Para cuál de las siguientes funciones utiliza el VEMD esta información?**

- a) Cálculo de performance y cálculo del datum N2 (N2\*).
- b) Cálculo del datum NR.
- c) Inhibición automática de la EECU por sobre 23.000 ft.
- d) Cálculo de flujo de combustible y autonomía en función de la presión atmosférica.

126. Air Data System. Durante la inspección exterior, pueden observarse tres sondas de temperatura instaladas en la parte inferior del fuselaje. Dos de ellas entregan temperatura exterior al sistema de control del motor.

**¿Cuál es la función de la tercera sonda?**

- a) Proporcionar temperatura exterior al sistema Air Data Garmin a través del ADAHRS GSU 75H.
- b) Proporcionar una señal de respaldo para el cálculo del datum de N2.
- c) Proporcionar temperatura exterior exclusivamente al VEMD, para los cálculos de performance.
- d) Proporcionar temperatura exterior al sistema de calefacción Pitot (posición AUTO).

127. Environmental Control System (ECS). El ECS proporciona calefacción, desempañado, ventilación y aire acondicionado para la tripulación y pasajeros. El sistema se divide en una

sección superior y una sección inferior, independientes entre sí. La parte inferior puede entregar aire caliente, aire frío y aire exterior; mientras que la parte superior no dispone de calefacción, sino únicamente aire exterior y aire frío.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones describe correctamente las fuentes de aire de ambas secciones?**

- a) La sección superior recibe aire exterior desde una toma inferior y aire caliente P2; la sección inferior recibe aire exterior desde las tomas superiores y aire frío desde el evaporador superior.
- b) Ambas secciones reciben aire exterior desde la toma inferior del fuselaje, utilizan aire caliente P2 para calefacción y distribuyen el aire mediante una única caja de distribución.
- c) La sección superior recibe únicamente aire frío desde el evaporador superior; la sección inferior recibe únicamente aire exterior y aire caliente P2.
- d) La sección superior recibe aire exterior desde las tomas superiores y aire frío desde el evaporador superior; la sección inferior recibe aire exterior desde la toma inferior, aire caliente P2 y aire frío desde el evaporador inferior.

128. Environmental Control System (ECS). Durante un día caluroso y con la temperatura seleccionada en el panel ECS muy próxima a la temperatura existente en cabina, el piloto observa la indicación P2 en el VEMD, aun cuando esperaría que el sistema utilizara únicamente aire acondicionado.

**¿Cómo debe interpretar esta condición?**

- a) Existe una falla de regulación de temperatura y el sistema debe desconectarse.
- b) La válvula de calefacción quedó atascada en posición abierta.
- c) El sistema ha detectado una falla en un sensor de temperatura AMT.
- d) El sistema puede activar momentáneamente la calefacción para compensar un exceso de enfriamiento producido por el aire acondicionado y mantener la temperatura seleccionada.

129. Environmental Control System (ECS). Usted se encuentra con pasajeros a bordo esperando autorización de despegue durante una mañana fría y húmeda. El parabrisas comienza a empañarse y desea despejarlo lo más rápidamente posible.

**¿Qué ocurre cuando selecciona el modo DEMIST?**

- a) Activa máxima ventilación en las zonas CKPT y CAB, máxima potencia de aire acondicionado en CKPT, aire exterior en CKPT, aire recirculado en CAB y máxima potencia de calefacción.

- b) Activa exclusivamente la máxima potencia de calefacción y desactiva el aire acondicionado.
- c) Selecciona aire exterior para ambas zonas y desactiva la recirculación.
- d) Activa máxima ventilación únicamente en la zona CKPT.

130. Environmental Control System (ECS). Durante operaciones en una zona arenosa o polvorienta, el piloto desea minimizar el ingreso de polvo a la cabina.

**¿Qué modo debería seleccionar?**

- a) DEMIST.
- b) CKPT.
- c) C. CAB.
- d) RECIRCULATION.

131. Environmental Control System (ECS). Se ilumina la luz P2 OVHT en el Caution Warning Panel. Después de presionar OFF en la perilla de temperatura del ECS y verificar el VEMD durante un minuto, la indicación P2 permanece presente y la luz P2 OVHT continúa iluminada.

**¿Cuál es la siguiente acción requerida?**

- a) Reinicializar el ECS seleccionando nuevamente AUTO y monitorear el sistema.
- b) Seleccionar DEMIST para aumentar la ventilación del conducto.
- c) Seleccionar RECIRCULATION y monitorear la temperatura.
- d) Cerrar manualmente la válvula P2 y continuar el vuelo.

132. Environmental Control System (ECS). Tras cerrar manualmente la válvula P2 debido a una condición P2 OVHT persistente.

**¿Qué consecuencia operacional debe esperar el piloto?**

- a) Pérdida del sistema de aire acondicionado.
- b) Pérdida de la ventilación superior.
- c) Pérdida de la indicación de temperatura de cabina.
- d) Degradación de la función de desempañado, pudiendo requerir aterrizar tan pronto como sea posible si la visibilidad exterior se deteriora significativamente.

133. Environmental Control System (ECS). El Flight Manual advierte que la utilización de calefacción, desempañado o ECS puede degradar determinadas prestaciones de la aeronave.

**¿En qué condición esta degradación resulta particularmente relevante?**

- a) Cuando la aeronave opera cerca del nivel del mar o en atmósfera fría.
- b) Durante el arranque del motor.
- c) Cuando la aeronave opera limitada por TRQ.
- d) Cuando la aeronave opera limitada por N1 o TOT.

134. Active Vibration Control System (AVCS). El AVCS es una mejora incorporada en la versión EC130T2 (H130), diseñada para aumentar el confort de pilotos y pasajeros reduciendo las vibraciones verticales generadas por el rotor principal. Para ello, el sistema analiza las vibraciones de la estructura y genera fuerzas opuestas mediante actuadores controlados electrónicamente.

**¿Cuál de los siguientes conjuntos corresponde a los componentes principales del AVCS?**

- a) Cinco acelerómetros, cuatro actuadores AVCA, un sensor RSS (Rotor Synchronous Signal) y un computador AVCCPA.
- b) Un absorbedor de vibraciones ubicado en el eje del rotor principal, tres resortes de sintonización, los tubos transversales del tren de aterrizaje y un computador de resonancia encargado de prevenir la resonancia en tierra.
- c) Cinco acelerómetros, cuatro actuadores AVCA, una señal de velocidad NR compartida desde el sistema de control del motor (EECU) y un computador AVCCPA.
- d) Cinco acelerómetros, cuatro actuadores AVCA, una señal N2A compartida con el indicador N2/NR y un computador AVCCPA.

135. Active Vibration Control System (AVCS). Durante el vuelo se ilumina la luz ámbar FAIL del botón AVCS.

**¿Qué indica esta condición?**

- a) El sistema se encuentra realizando una nueva identificación estructural.
- b) El sistema detectó una falla que lo dejó inoperativo y fue desconectado automáticamente.
- c) El sistema opera normalmente, pero con eficiencia reducida.
- d) El piloto seleccionó inadvertidamente la posición OFF del sistema.

136. Active Vibration Control System (AVCS). El botón AVCS ubicado en la consola permite desactivar manualmente el sistema. Respecto de su utilización durante la operación normal de la aeronave.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?**

- a) Debe seleccionarse OFF antes del arranque y luego ON después del arranque, cuando el generador ya está en línea.
- b) Debe seleccionarse OFF antes del corte de motor para evitar daños en los actuadores.
- c) Los procedimientos normales no contemplan ninguna acción sobre este botón durante el arranque ni durante el corte de motor; el sistema debe permanecer activado.
- d) Debe seleccionarse OFF cada vez que se utilice una GPU para evitar interferencias eléctricas.

137. Active Vibration Control System (AVCS). En caso de falla o cuando el piloto selecciona manualmente AVCS OFF, el sistema deja de generar fuerzas activas para cancelar vibraciones.

**¿Qué ocurre entonces con los actuadores del sistema?**

- a) Se bloquean mecánicamente para evitar resonancias estructurales.
- b) Se desacoplan completamente de la estructura y dejan de participar en el control de vibraciones.
- c) Continúan funcionando con una ley degradada utilizando únicamente la señal RSS.
- d) Actúan como absorbedores pasivos de vibraciones, permitiendo que el sistema continúe proporcionando cierta atenuación vibratoria.

138. Structure. El diámetro del rotor principal es una referencia crítica para evaluar separación con obstáculos, operación en plataformas y margen disponible durante maniobras en tierra o en vuelo estacionario. Considerando valores similares de helicópteros del mismo segmento.

**¿Cuál es el diámetro del rotor principal del EC130?**

- a) 10,69 m.
- b) 10,67 m.
- c) 10,83 m.
- d) 10,96 m.

139. Structure. El piloto debe reconocer que no todos los materiales estructurales cumplen la misma función: algunos componentes se fabrican en acero inoxidable por su exposición térmica y función de protección.

**¿Cuál de los siguientes conjuntos corresponde a componentes contruidos en acero inoxidable?**

- a) Cortafuegos (firewall) y escudo térmico (heat shield) de la transmisión del rotor de cola.
- b) Cortafuegos (firewall) y tren de aterrizaje (travesaño posterior).
- c) Cortafuegos (firewall) y piso de cabina de pasajeros, para incrementar su resistencia a las cargas.
- d) Piso de cabina de pasajeros y estructura central, para aumentar la rigidez de la zona que protege el estanque de combustible crashworthy.

140. Structure. El H130 dispone de una luz ámbar DOOR en el Caution and Warning Panel (CWP). Esta indicación utiliza microinterruptores instalados en determinadas puertas para supervisar su cierre.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones describe correctamente el funcionamiento de este sistema?**

- a) La luz DOOR monitorea todas las puertas de pasajeros y de carga mediante microinterruptores instalados en cada pestillo.
- b) La luz DOOR monitorea únicamente la puerta de carga trasera mediante microinterruptores instalados en ambos pestillos.
- c) La luz DOOR monitorea las puertas laterales de carga y se activa cuando uno o ambos pestillos delanteros inferiores no accionan correctamente sus respectivos microinterruptores.
- d) La luz DOOR monitorea simultáneamente las puertas laterales de carga y las puertas de pasajeros mediante un sistema común de detección.

141. Structure. Durante el vuelo se ilumina la luz DOOR en el Caution and Warning Panel, indicando que una o ambas puertas de carga podrían no encontrarse correctamente aseguradas.

**¿Cuál es la acción requerida?**

- a) Reducir la velocidad a 50 KIAS y aterrizar tan pronto como sea posible.
- b) Mantener la velocidad actual y verificar el cierre de puertas al aterrizar.
- c) Reducir la velocidad a 90 KIAS y aterrizar tan pronto como sea posible.

- d) Reducir la velocidad a 70 KIAS y aterrizar tan pronto como sea practicable, utilizando una aproximación estabilizada y baja razón de descenso.

142. Structure. El H130 incorpora un absorbedor de vibraciones ubicado sobre el eje del rotor principal. Este dispositivo consiste en una masa suspendida por tres resortes que puede oscilar libremente en el plano horizontal.

**¿Cuál es la función principal de este sistema?**

- a) Evitar la resonancia en tierra aumentando la rigidez del tren de aterrizaje.
- b) Reducir las vibraciones generadas por el rotor principal mediante una masa que oscila en respuesta a las cargas vibratorias.
- c) Sustituir el Active Vibration Control System (AVCS) cuando éste se encuentra apagado.
- d) Absorber la energía de impacto durante aterrizajes duros.

143. Structure. La resonancia en tierra puede producirse cuando la frecuencia natural del tren de aterrizaje coincide con una frecuencia vibratoria del rotor principal, provocando una rápida amplificación de las oscilaciones.

**¿Qué característica del diseño del EC130 contribuye naturalmente a atenuar este fenómeno?**

- a) El absorbedor de vibraciones instalado sobre el eje del rotor principal.
- b) Los actuadores del Active Vibration Control System (AVCS).
- c) Las extensiones de resorte instaladas en los carenados del tren de aterrizaje.
- d) La flexibilidad de los tubos transversales y los patines del tren de aterrizaje, que absorben vibraciones oscilando alrededor del punto de fijación posterior.

144. Structure. El H130 cumple los requisitos de aeronavegabilidad de la norma CS-27 e incorpora asientos con absorción de energía ("crashworthy seats") para tripulación y pasajeros. Todos los ocupantes viajan orientados hacia adelante y protegidos por este sistema. En caso de impacto, la absorción de energía se logra mediante la deformación controlada de dispositivos instalados en la estructura del asiento, reduciendo las cargas transmitidas al ocupante.

**¿Qué precaución debe adoptar el piloto para no afectar el funcionamiento de este sistema?**

- a) Mantener los cinturones de hombro desbloqueados durante el aterrizaje para permitir el recorrido completo del asiento.

- b) Evitar instalar cubiertas o fundas sobre el respaldo, ya que podrían alterar la absorción de energía.
- c) Evitar transportar equipaje u objetos bajo los asientos o en contacto con los dispositivos de absorción, ya que podrían interferir con su recorrido durante un impacto.
- d) Ajustar siempre los asientos a la posición más retrasada posible para maximizar la capacidad de absorción de energía.

145. Fire Protection. El sistema de detección de incendio advierte a la tripulación ante un aumento anormal de temperatura en puntos críticos del compartimiento motor. La línea de detección está compuesta por tres detectores bimetálicos conectados en serie a la ASU PCB N°1. En condición normal, la corriente circula a través del contacto entre las dos láminas metálicas; al aumentar la temperatura, las láminas se separan, cambia la resistencia del circuito y la ASU genera la advertencia correspondiente.

**¿Qué indicación recibe el piloto cuando el sistema detecta esta condición?**

- a) Luz roja ALARM en el CWP y alerta ENGINE FIRE en el VEMD.
- b) Luz roja ENG FIRE en el CWP y GONG.
- c) Luz roja ENG P y alarma sonora asociada a baja presión de aceite.
- d) Luz roja FIRE, mensaje ENGINE FIRE en el VEMD y alarma "Engine 1 Fire" en el ICS.

146. Fire Protection. El motor incorpora tres detectores de incendio ubicados en zonas críticas. Dos detectores se encuentran en la zona fría, asociados a posibles fugas de combustible o fallas eléctricas del generador, y un detector se encuentra en la zona caliente, asociada a daños en cámara de combustión, turbinas o rodamiento trasero.

**¿Cuáles son los umbrales de detección correspondientes?**

- a) 100 °C en la zona fría y 250 °C en la zona caliente.
- b) 150 °C en la zona fría y 300 °C en la zona caliente.
- c) 200 °C en la zona fría y 400 °C en la zona caliente.
- d) 400 °C en la zona fría y 850 °C en la zona caliente.

147. Fire Protection. Durante el arranque de motor se ilumina la luz ENG FIRE. El procedimiento busca detener la secuencia de arranque, ventilar el motor y evacuar la aeronave.

**¿Cuál de las siguientes secuencias corresponde al procedimiento aplicable?**

- a) Selector de arranque OFF, emergency fuel shut-off lever AFT, FUEL PUMP OFF, presionar CRANK por 10 segundos, aplicar freno rotor bajo 170 rpm, BATT OFF, evacuar y combatir el fuego desde el exterior.
- b) Emergency fuel shut-off lever AFT, aplicar freno rotor inmediatamente, selector de arranque OFF, BATT OFF, evacuar y combatir el fuego desde el exterior.
- c) Emergency fuel shut-off lever AFT, BATT OFF, evacuar y combatir el fuego desde el exterior.
- d) D. Selector de arranque OFF, presionar CRANK por 10 segundos, BATT OFF, evacuar inmediatamente.

148. Fire Protection. En vuelo se ilumina la luz ENG FIRE. El procedimiento exige aterrizar inmediatamente.

**¿Cuál de las siguientes afirmaciones describe correctamente la acción inicial y la lógica operacional del procedimiento?**

- a) Confirmar la indicación en el VEMD, llevar el TWT GRIP a IDLE y descender a máxima velocidad respetando VNE Power Off.
- b) Reducir velocidad a 70 KIAS, efectuar autorrotación power on y mantener el motor funcionando para preservar energía rotor.
- c) Reducir velocidad a 70 KIAS, efectuar autorrotación con el TWT GRIP en IDLE y, antes del flare, llevar el TWT GRIP a FLT para aterrizar con potencia.
- d) Iniciar autorrotación. Si el tiempo lo permite, durante el descenso autorrotativo: Emergency Fuel Shut-Off Lever AFT, FUEL PUMP OFF y selector de arranque OFF.

149. Fire Protection. Después de un aterrizaje por ENG FIRE.

**¿Cuál es la consideración operacional más importante respecto de la evacuación de pasajeros?**

- a) Los pasajeros deben evacuar inmediatamente al contacto con el terreno, aun con el rotor girando, para reducir exposición al fuego.
- b) La evacuación debe realizarse después de aplicar el freno rotor, cuando sea seguro hacerlo, para reducir el riesgo de impacto con el rotor durante la salida de la aeronave.
- c) Antes del aterrizaje, se deben eyectar las puertas delanteras y abrir las puertas correderas; tras el aterrizaje, evacuar inmediatamente por el lado contrario al viento.
- d) Los pasajeros deben permanecer a bordo hasta que el fuego sea extinguido completamente por el equipo SSEI o bomberos (riesgo HAZMAT).