

Figura 49.16. Pantalla de estado de sistemas hidráulicos (GREEN y YELLOW) en avión bimotor de última generación (A350XWB). Todas las líneas se muestran en pantalla en color verde, señal de funcionamiento normal. Nótese la muy alta presión hidráulica del sistema (5.000 psi - 351,4 kgf/cm²).

hidráulicos independientes más dos unidades electrohidráulicas conectadas a la red eléctrica. Eliminan un circuito hidráulico, pero no pierden fiabilidad por la presencia de equipos de impulsión eléctrica. Es una tendencia llamada *More Electrical Aircraft*. En lo que sigue nos referimos a los sistemas 2H/2E y otras arquitecturas de empleo moderno.

Sistemas 2H/2E

8.4 El sistema de mandos de vuelo es hoy día una arquitectura, o colección, de superficies de control, ordenadores de vuelo, fuentes distintas de energía y actuadores. Una de estas arquitecturas, introducida en el Airbus A-380, está formada por dos sistemas hidráulicos y dos eléctricos, y se conoce con las siglas 2H/2E. Es un sistema local de generación electrohidrostática, que en el avión citado se emplea como respaldo de los sistemas de dirección de ruedas de proa, tren auxiliar y frenos. Físicamente está en paralelo con la red hidráulica principal vía una válvula de lanzadera, y por tanto el desplazamiento y posición del conjunto final, digamos la dirección de las ruedas de proa, sigue a cargo de servoválvulas implantadas en el sistema hidráulico convencional.

El conjunto integrado 2H/2E consta de bomba eléctrica de desplazamiento fijo, motor sin escobillas, depósito, acumulador hidráulico y circuito de fluido. La bomba mantiene la presión operativa de líquido hidráulico en el acumulador (350 bar). Un controlador electrónico regula el funcionamiento del conjunto. Las ventajas que se atribuyen a los sistemas 2H/2E en el avión comercial son:

- Más seguridad en vuelo, se pasa de 3 sistemas hidráulicos a 4 (2+2).

- Impulsión activa por medios físicos distintos (partes mecánica + eléctrica). La separación motriz concede mayor protección frente a fallos, incluso a errores en mantenimiento; por ejemplo, podría incurrirse en error de mantenimiento en el sistema 2H, pero afectaría solo a él, no al 2E.
- Menor peso, el circuito hidráulico es corto y homogéneo.

Actuador electrohidrostático EHA

8.5 Además de la impulsión hidráulica clásica que está presente en 2H, vemos que la especialidad 2H/2E puede asemejarse al paquete hidráulico estudiado en §4.10. No obstante, como se ha dicho, el control y desplazamiento del mecanismo enganchado sigue a cargo de las servoválvulas del sistema hidráulico principal. Es un hecho comprobado que en ellas se disipa gran cantidad de la energía que producen las bombas hidráulicas, y por tanto perjudica el rendimiento del sistema. Esto es debido al paso del fluido hidráulico a alta presión por los calibres medidores de la servoválvula, que ocasiona gran fricción y generación de calor. La precisión de la servoválvula, en efecto, tiene por objeto ajustar con exactitud el movimiento y posición del mecanismo enganchado, y esto obliga al paso del fluido por secciones de paso internas muchas veces estrechas para cumplir estos fines.

La tecnología aeronáutica trata modernamente de eliminar las servoválvulas del circuito para conseguir sistemas más eficientes. Una de estas unidades se denomina EHA (*Electro-Hydrostatic Actuator*). EHA en términos básicos es un actuador que transforma, localmente, potencia eléctrica en desplazamiento mecánico vía un motor eléctrico, bomba, circuito hidráulico y martinete. Por eso se dice también que es un actuador eléctrico con transmisión hidrostática, **Figura 49.17**. EHA prescinde de servoválvula, pero se acompaña de acumulador hidráulico para limitar bolsas de vapor en el líquido y compensar posibles fugas del mismo. El acumulador es de volumen pequeño si el martinete es de simple efecto, mayor si es de doble efecto o carrera.

Así, por ejemplo, para mover alerones o *spoilers* solo se necesita cableado eléctrico hasta la posición donde está la unidad hidrostática, con todos sus elementos, en la proximidad de esa superficie de control, pues tal unidad incluye el martinete. Cada unidad EHA cuenta pues con módulos hidráulico y electrónico, segregados, en el mismo conjunto.

EHA tiene varios modos operativos. Se dice que se encuentra en modo *damping*, o inactivo, cuando está en situación normal de vuelo, pero entra en servicio para refuerzo de presión hidráulica o como tal unidad de presión —en solitario— en caso de fallo del sistema convencional de movimiento de la superficie de control de vuelo o mecanismo de servicio.

Dentro de la llamada fase de inactividad o *damping* el martinete de EHA puede estar en los llamados modos *soft-damping* o *hard-damping*. En el primer caso el martinete sigue, simplemente, los desplazamientos de la superficie de control. En el segundo, en *hard-damping*, hay cierta restricción hidráulica o mecánica al desplazamiento del vástago del martinete

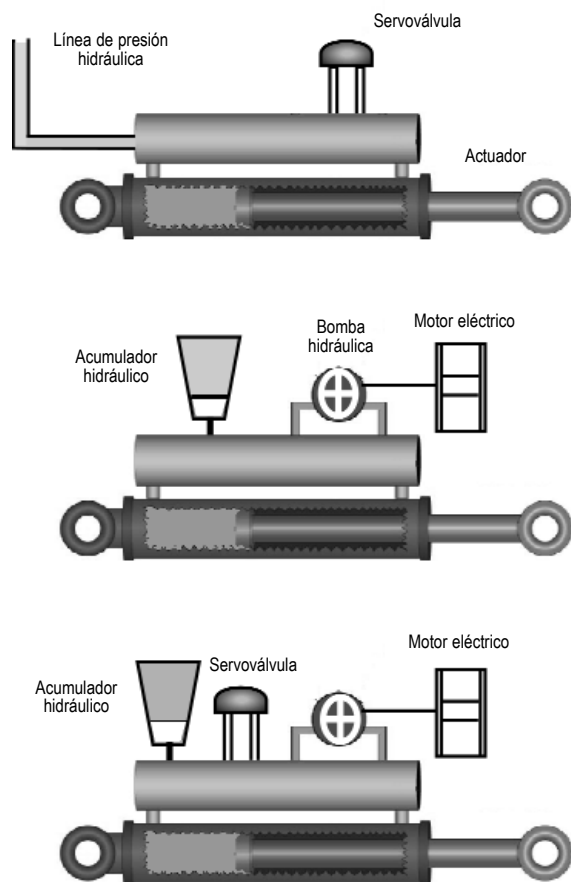


Figura 49.17. De arriba abajo, esquemas de arquitectura de impulsión de martinete hidráulico convencional con servoválvula, actuador electrohidrostático EHA, y abajo unidad de respaldo EBHA.

con un fin principal, dar rigidez a la superficie aerodinámica para evitar el *flutter*. Hay dos tipos básicos de sistemas EHA:

- Bomba de desplazamiento variable (VP) y motor de velocidad constante (FM), esto es: EHA-VPFM.
- Bomba de desplazamiento fijo (FP) y motor de velocidad variable (VM), esto es: EHA-FPVM.

Se refiere esta clasificación a la presencia de bomba de desplazamiento fijo o variable, y alternativas de bomba. EHA-FPVM es la mejor alternativa actual en aviación. Algunos detalles se dan a continuación, para referencia.

Los siguientes elementos básicos forman parte de EHA-VPFM:

- Bomba hidráulica de desplazamiento variable bidireccional, tipo axial, (dirige el fluido a un lado u otro del pistón del martinete). La bomba es el elemento de control del sistema, enviando más o menos caudal de líquido al martinete.
- Alimentación trifásica (230 VCA) con módulo de transformación a 540 VCC para el motor eléctrico sin escobillas de la bomba hidráulica.

- Acumulador hidráulico, exclusivo, cuyo fin es, como se ha dicho, limitar la cavitación en el líquido, compensar los cambios de volumen del fluido y posibles fugas de líquido, con válvula de relleno y manual de alivio de presión para prevenir la desconexión de las líneas en caso de que la unidad esté presurizada. Dicho esto, señalar que el relleno del acumulador no es operación frecuente. Se hace en tierra mediante conexión de la unidad a un circuito centralizado.
- Un selector de modo de funcionamiento pilotado por solenoide, que establece si el flujo de la bomba se dirige al martinete (situación normal) o se desvía a retorno (al lado de succión de la bomba) por avería en el actuador.
- Módulo electrónico con dos conectores, uno para funciones de control y otro para supervisión.
- Transductores para señales de realimentación al circuito de control de la unidad.
- Limitadores de presión.

El sistema EHA-FPVM es similar en cuanto a requisitos; ahora bien, al ser la bomba hidráulica de desplazamiento fijo necesita una unidad de control de potencia del motor eléctrico que la impulsa, situada entre la barra de corriente de CA y el motor eléctrico de velocidad variable de la bomba. La bomba tipo fijo de engranajes es más robusta y de menor coste que la de pistones de desplazamiento variable. También de menor tamaño, para otras cosas iguales, y por tanto hay ahorro de peso. Sin embargo, su mayor problema es la cantidad de calor generada en el motor eléctrico. La corriente del inducido es proporcional al par motor, que depende del desplazamiento intrínseco de la bomba y de la presión de bombeo que impone la carga en el martinete, por ejemplo el movimiento del alerón. Cuando EHA-FPVM trabaja a alta presión y baja velocidad, el par motor Q aumenta ($Potencia = Q \omega$) y con él la corriente en el inducido, según $V I = Q \omega$, con gran producción de calor. Este se debe disipar por convección, lo cual significa —probablemente— la dotación de una conducción de aire dinámico con la consiguiente adición de resistencia aerodinámica.

Vemos que las unidades EHA imponen requisitos específicos distintos a los del sistema hidráulico convencional. Así, la bomba bidireccional debe ser rápida para invertir la dirección del fluido hidráulico que se envía a un lado y otro del pistón del martinete con el fin de mantener la dinámica del mecanismo enganchado. Del mismo modo, la bomba debe acelerar desde el reposo a máxima velocidad cuando el piloto envía señal de mando para movimiento de una superficie de control de vuelo, o del mecanismo enganchado. Se comprende —desde el punto de vista de pilotaje— que entre la señal de mando y el inicio del movimiento del mecanismo no debería transcurrir más de 1 segundo, es más, se puede especificar que tal tiempo sea cuestión de décimas de segundo. Igualmente, como el circuito EHA es cerrado desde el punto de vista hidráulico, la presencia de aire en él supone una pérdida importante de capacidad de transmisión hidráulica. Por esta razón los técnicos siguen con cuidado los procedimientos de llenado y purga del circuito.

EBHA

8.6 EBHA (Electric Backup Hydraulic Actuator) es un tipo de EHA que integra los modos HA (control del mecanismo por servoválvula) y EHA, en un único módulo.

Es, pues, una unidad de respaldo con dos modos operativos.

En el modo normal EBHA funciona como sistema servo convencional. Así pues, el martinete de EBHA recibe presión del circuito hidráulico del avión y su servoválvula controla el flujo de presión a un lado y otro del pistón del martinete, de acuerdo con las órdenes del sistema de control de vuelo.



Cuando el avión pierde el sistema hidráulico de potencia de una superficie de control, o necesita refuerzo de presión, EBHA actúa como unidad EHA. El controlador electrónico detecta la anomalía (sensor de presión) que se ha producido en el sistema hidráulico convencional y coloca la unidad en situación de respaldo para esa superficie de control de vuelo. La velocidad de desplazamiento del martinete se ajusta según la velocidad angular del motor eléctrico; por su parte, la posición del martinete se ajusta según la dirección de rotación de la bomba.

Igual que EHA, EBHA elimina la necesidad de dotar el avión con un tercer sistema hidráulico, pero necesita conexión a la línea de presión hidráulica convencional. Nótese que EBHA es un sistema híbrido, con servoválvula de control.

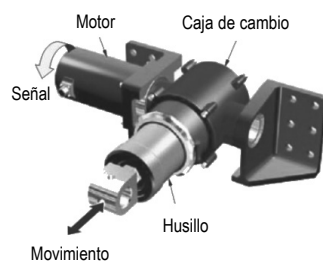
Todas las unidades (EHA-EBHA) son *Fail Safe*. EHA y EBHA e encuentran instaladas en varios aviones, Airbus 380, 350, 400M, Boeing 787, y otros. Por ejemplo, en el Airbus A350 se usan EHA como unidades de respaldo para desplazamiento de los alerones interiores. En vuelo normal están en modo *hard-damping*, pero si las dos unidades servo principales fallan los actuadores EHA pasan a modo activo.

Se observa que este avión, en concreto, tiene tres tipos de actuadores para control de vuelo: servocontrol típico, EHA y EHBA. Si se pierden los dos sistemas hidráulicos el avión se puede controlar en los tres ejes por potencia eléctrica suministrada a los EHA y EHBA, situados en el ala (alerones y *spoiler*), timón y elevador.

EMA

8.7 Otra opción es el empleo del accionamiento electro-mecánico, o *Power By Wire* (PBW), para elementos de control de vuelo, tren de aterrizaje o elementos del propio motor como impulsión del mecanismo inversor de empuje. En lugar de transmitir la potencia final de movimiento por martinete hidráulico se ejecuta por cables eléctricos con destino a un actuador tipo husillo, **Figura 49.17a**.

El actuador electromecánico (EMA o *Electro-Mechanical Actuator*) es básicamente una caja de engranajes que se conecta a una superficie de control de vuelo, u otro mecanismo del avión; la caja es conducida por motor eléctrico. Tiene EMA una serie de ventajas, la fundamental es la exclusión de líquido hidráulico en zonas de alta temperatura, o expuestas a riesgos, como sucede en el alojamiento de las ruedas del tren. En otro frente, en el avión de combate disminuye su vulnerabilidad porque un impacto en el sistema hidráulico, con pérdida de líquido, pone en riesgo la seguridad en vuelo. En todos los casos, versión militar o civil, hay reducción de peso, volumen de instalación, mantenimiento más fácil, mejor capacidad de diagnóstico



EMA. Equema.

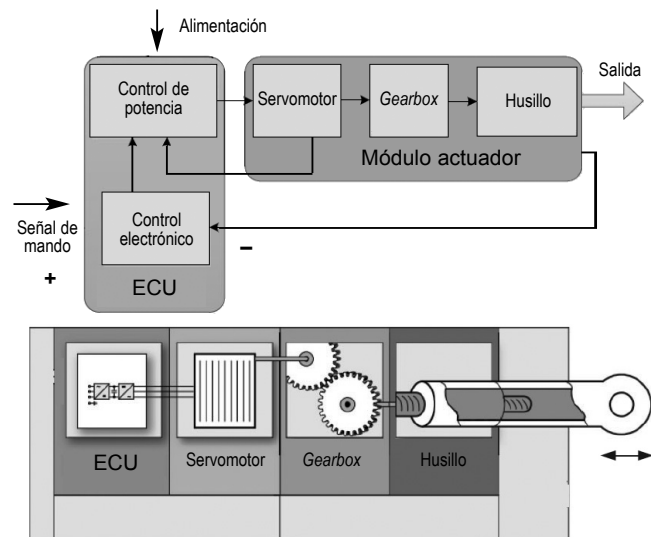


Figura 49.17a. Esquemas de EMA con conducción por caja de cambio (*Gearbox*). Guan Qiao et al.

del estado de funcionamiento, eficiencia energética, y ofrece la posibilidad de desplazamiento lineal o en forma de rotación para el mecanismo enganchado. Es un modo de giro, que no está presente en EHA.

Estos actuadores se encuentran ya en servicio en sitios concretos de la aeronave comercial, por ejemplo en el sistema de frenos o en 4 de los 14 *spoilers* del Boeing 787, o en el Airbus A380 y A350 XWB.

No todo son ventajas. EMA, al contrario que los sistemas con fluido hidráulico, no cuenta con este líquido como sumidero de calor y por tanto de refrigeración. También, la transmisión mecánica tiene mayor inercia que la hidráulica y ofrece menor grado de amortiguamiento frente a cargas como el *flutter* o *shimmy*, pero —sobre todo— predomina en el cuadro de desventajas la probabilidad de agarrotamiento del mecanismo lo que impone o puede imponer restricciones para su aplicación en mandos primarios de vuelo salvo dotación de doble transmisión.

Como se aprecia en las ilustraciones, la unidad EMA cuenta con un conjunto de accionamiento mecánico (llamado módulo accionador), que incluye componentes mecánicos y un servomotor que controla tanto su velocidad como posición del eje de giro. Se usa para convertir energía eléctrica en energía mecánica. Adicionalmente hay una unidad de control electrónico (ECU) para alimentación y proceso de las señales de mando o control.

Se pueden utilizar diversos servomotores, según el sistema de alimentación de la unidad; por ejemplo, para corriente alterna es adecuado el motor síncrono de imanes permanentes, para corriente continua el motor sin escobillas. La caja de cambio transforma la alta velocidad y bajo par de la salida del servomotor en el alto par y baja velocidad que se aplica (y necesita) el husillo de bolas o de rodillos en cuyo extremo se engancha el mecanismo. El husillo convierte el movimiento rotatorio en movimiento lineal. Normalmente el eje es

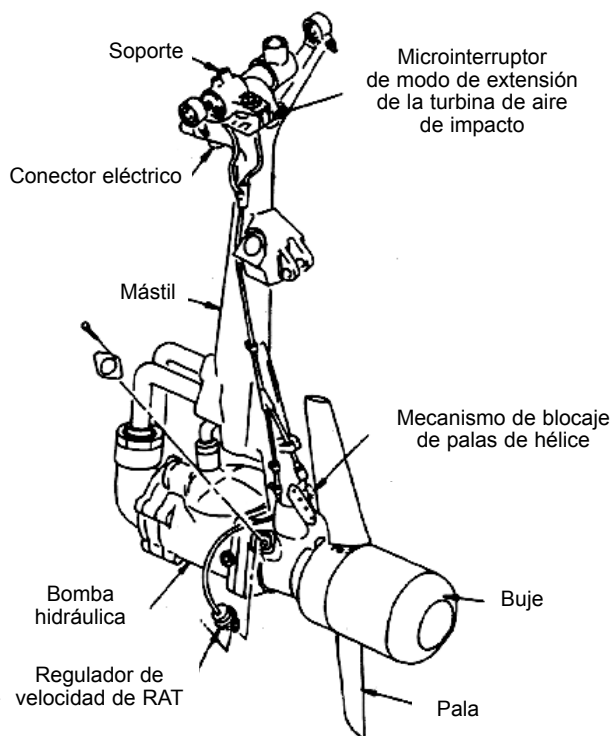


Figura 49.18. Turbina de aire de impacto (RAT).

hueco con el fin de integrar un transformador diferencial de variación lineal con el fin de medir la posición del cuerpo roscado, a efectos de control. Finalmente, la unidad electrónica de control (ECU) controla la intensidad de corriente que pasa por el servomotor.

Hay unidades EMA de transmisión directa, sin caja de cambio. Se trata de una unidad que incluye un convertidor de potencia y un motor conectado directamente al husillo.

9. TURBINA DE AIRE DE IMPACTO (RAT)

9.1 La función de la turbina de aire de impacto {*Ram Air Turbine*} es suministrar presión hidráulica de emergencia y/o energía eléctrica a sistemas esenciales del avión, en caso de avería en los sistemas principales de potencia y de respaldo. En situaciones de este tipo la turbina de aire de impacto (RAT) se despliega en el viento relativo en un tiempo muy breve, del orden de 2 segundos (operativa en unos 7). La presión dinámica del aire incide sobre la hélice y la hace girar en molinete proporcionando así un medio final para obtener potencia hidráulica para servicios esenciales. Históricamente, una veintena de veces la RAT ha sido la única fuente de energía disponible, y más de un millar de vidas se han salvado —en principio— por la actuación de la RAT. La incidencia más frecuente para su uso ha sido agotamiento del combustible (error en carga, planificación, o fugas de combustible en vuelo).

RAT suministra presión hidráulica para sistemas de control

de

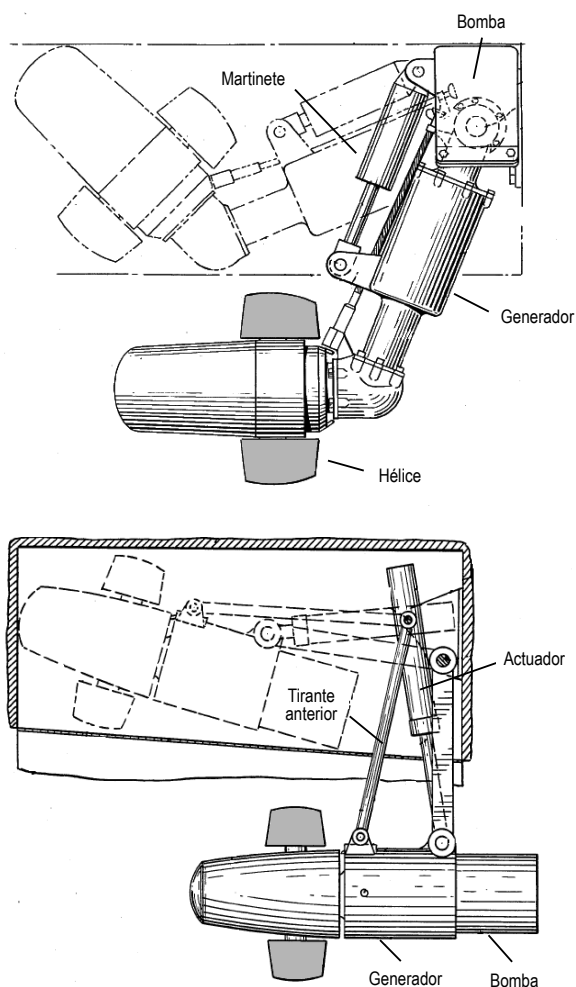
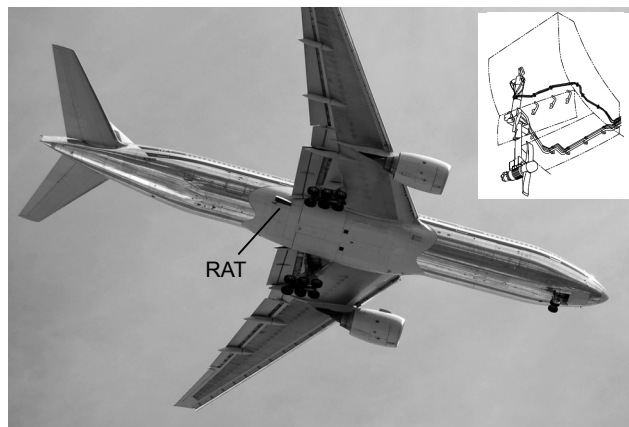
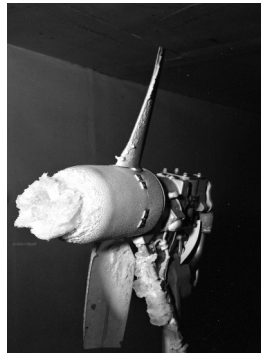


Figura 49.19. Esquemas de RAT mostrados en posiciones de alojamiento y extensión. Nótese (arriba) que la bomba hidráulica se ubica dentro de la estructura del avión y no en el mástil de extensión. Se observa, además, que el cárter del generador forma parte de la estructura de extensión del mástil en beneficio del peso del conjunto. En la ilustración inferior bomba y generador son coaxiales, una estructura sencilla que aumenta la velocidad de extensión de la hélice.



RAT. Boeing 777 con RAT desplegada, en aproximación.



Izquierda: RAT instalada en fuselaje ventral.
Derecha, ensayo de RAT en condiciones de formación de hielo. NASA Icing Research Tunnel.

vuelo, y eléctrica para los ordenadores de control de vuelo, instrumentos esenciales, radio, luces, parabrisas y antihielo Pitot, entre otros. El hecho de que el avión disponga de cuatro motores no elimina la necesidad de RAT. Todos los aviones de Airbus, desde el A300/310 hasta el A350XWB tienen RAT. Igualmente Boeing 757, 767, 777 y 787, y CRJ entre otros.

La **Figura 49.18** muestra la construcción general de la RAT, aunque hay diversas variantes. Muchos fabricantes tienen su diseño propio. La unidad está alojada en un compartimento situado en el fuselaje ventral del avión, fuselaje anterior o debajo del ala. Cuenta con mecanismo de extensión de la compuerta y de la propia unidad. En todos los casos la hélice se monta en el extremo de un brazo soporte que pivota durante la extensión y sitúa el eje de la hélice alineado en el viento relativo. El generador eléctrico suele ser la parte más voluminosa de la unidad si se compara con la bomba hidráulica.

Con todo, el volumen de alojamiento de la RAT en el fuselaje debe ser el menor posible y esto da lugar a variantes de montaje. Por ejemplo, **Figura 49.19**, parte superior del gráfico, la bomba hidráulica puede estar alojada en el compartimento de la propia RAT, en su posición de retracción, solución de mínimo volumen de alojamiento.

También se montan con generador eléctrico y bomba hidráulica coaxiales (parte inferior de la ilustración). La última opción tiene la ventaja de que es mayor el momento polar del conjunto y por tanto su extensión en el viento es más rápida. Ahora bien, el soporte debe tener más rigidez estructural que la opción anterior (mayor peso).

La velocidad de extensión de la RAT mejora en tanto que es menor el arco de extensión.

La impulsión del generador y de la bomba hidráulica se efectúa desde el árbol de la hélice, mejor mediante engranajes de distinta relación de giro (caja de engranajes compuesta) con el fin de optimar las revoluciones de cada elemento. Un generador y una bomba hidráulica que giran a su velocidad óptima disminuye el par que absorbe de la hélice, de manera que las palas pueden ser de diámetro más pequeño.

Una RAT con hélice de 1 m de diámetro entrega sin dificultad 50 CV a 130 KIAS.

La RAT del Airbus A380 tiene diámetro de hélice de 1,57 m y entrega 85 CV a 130 KIAS.

Elementos básicos

La RAT consta de hélice, regulador de velocidad de las palas de la hélice, generador eléctrico y/o bomba hidráulica, estructura de soporte y extensión (incluido, en su caso, motor eléctrico para efectuar la extensión-retracción), tuberías de suministro de presión hidráulica al sistema de emergencia servido por la turbina, y/o cableado eléctrico de conexión a la barra de emergencia del avión.

La hélice se mantiene a velocidad constante (valores normales de régimen se sitúan entre 4.500 y 6.000 RPM), régimen de giro que debe ser capaz de mantener hasta una velocidad del avión muy baja, del orden de 125 KIAS, suficiente para la fase de aproximación sin que las palas entren en pérdida. Es importante, pues, que cuando las palas de la hélice están en el paso más fino posible (máxima potencia) la RAT sea capaz de suministrar energía suficiente al generador y —sobre todo— a la bomba hidráulica. La velocidad máxima de cálculo en extensión suele ser 450 KIAS. La bomba hidráulica de desplazamiento variable suministra presión de 3.000 psi (± 200 psi), a uno o más motores hidráulicos.

El caudal de fluido hidráulico que debe suministrar la RAT depende del tipo de avión donde está instalada la unidad. Para un avión de gran alcance las necesidades son de unos 40 l/min.

Extensión

Además de la salida automática, la RAT se despliega de forma manual con la ayuda de un interruptor en el panel de control del sistema hidráulico. La retracción solo es posible en tierra; suele existir para ello un interruptor para la retracción con el avión en tierra, bien con motor eléctrico o bomba hidráulica. El interruptor de retracción suele estar en el alojamiento del tren de aterrizaje. La extensión automática sigue un proceso lógico. El avión debe estar en modo de vuelo, debe haber pérdida total de presión hidráulica, o los motores “parados” (esto es, no hay combustión en la cámara), o existe pérdida total de energía eléctrica. El modo de vuelo se detecta normalmente por un micro que hay en la pata del tren de aterrizaje (detecta peso en el amortiguador).

El software tiene una restricción lógica cuando se coloca el avión en gatos para mantenimiento y no hay carga en el amortiguador.

La RAT en los aviones comerciales con sistema de pilotaje por mando eléctrico (*Fly by Wire*) siempre incluye un generador para suministrar energía eléctrica de emergencia al sistema de mandos de vuelo.

Aunque se despliega con rapidez (y en la práctica suele estar operativa en 7 segundos) y en este lapso de tiempo los ordenadores de control de vuelo reciben corriente de la batería.

EASA-FAA exigen operatividad de la RAT en condiciones de formación de hielo.



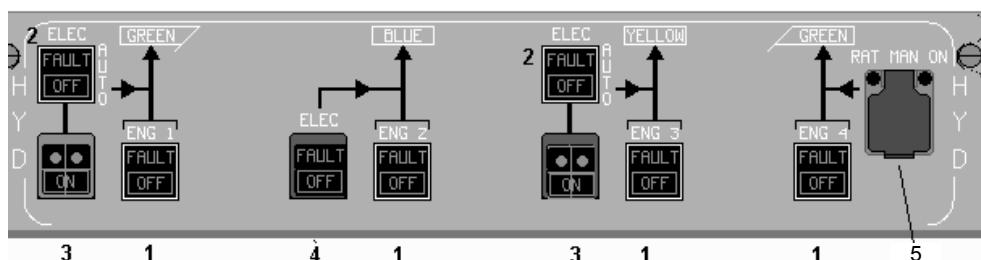
La protección del cubo de la hélice se suele hacer por inducción electromagnética, entre el material conductor del cubo y un conjunto de imanes permanentes en rotación. Las corrientes Eddy originadas producen calor que se transmite a la parte exterior del cubo de la hélice.

9.2 Aunque las bombas hidráulicas conducidas por los motores del avión (más la RAT como alternativa) son de dotación común, hay más soluciones auxiliares. La PTU (*Power Transfer Unit*) es una instalación que combina dos máquinas de desplazamiento variable de dos circuitos distintos. Las máquinas están conectadas al mismo eje. Ambas pueden intercambiar potencia, pero no líquido hidráulico, están pues aisladas en este sentido. Por ejemplo en el Airbus A320, las máquinas pueden funcionar en modo bomba o modo de motor hidráulico, según las necesidades del sistema, bien en modo de emergencia o —más práctico— por necesidades volumétricas de líquido hidráulico en un cierto momento de la operación. Si la diferencia de presión entre los dos circuitos excede de un determi-

nado valor (3,5 MPa), la máquina que pertenece al circuito de mayor presión funciona en modo de motor hidráulico, y conduce la otra máquina (en modo bomba) para subir la presión de su circuito. PTU facilita las tareas de mantenimiento en tierra, con los motores parados, porque puede transferirse energía hidráulica a subsistemas relacionados con el sistema A, por ejemplo, desde el sistema B.

Los pilotos pueden aislar las funciones de la PTU mediante interruptor en cabina, en prevención de transferencia de potencia hidráulica hacia, o desde, un sistema a otro. Es normal que exista esta inhibición lógica en los ordenadores de control

9.3 Otra solución de potencia hidráulica auxiliar es la conducción de una bomba con motor eléctrico de inducción, alimentados con 115/200 VCA, o 28 VCC (*AC Motor-Driven Pump - ACMP*). De forma típica, una o dos ACMP suministran potencia hidráulica a uno de los tres sistemas hidráulicos convencionales cuando las necesidades de potencia hidráulica son altas.



Panel de control de sistema hidráulico. Avión cuatrimotor con tres sistemas hidráulicos independientes (Verde, Azul y Amarillo) y turbina de aire de impacto (RAT).

1. Botón pulsador de bomba accionada por motor. En ON indica presurización del sistema si el motor está funcionando. La bomba se para cuando se pulsa para encender OFF. Se enciende FAULT por nivel de fluido bajo en el depósito, alta temperatura del fluido cuando retorna al depósito, o por baja presión de salida de la bomba.
2. Botones pulsadores de bombas eléctricas de los sistemas Verde-Amarillo. Apagado en AUTO la bomba funciona solo cuando recibe orden de la unidad de control del sistema hidráulico. Pulsado para encender OFF, la bomba no recibe energía eléctrica. Está encendido en FAULT en los casos siguientes:
a) Baja presión de salida; b) Bajo nivel de fluido hidráulico o baja presión de aire en el depósito; c) Sobrecalentamiento del fluido hidráulico que retorna al depósito; d) Sobrecalentamiento de la bomba.
3. Botones pulsadores de la bomba eléctrica del sistema Verde-Amarillo. Pulsado para encender ON, la bomba eléctrica se activa manualmente si el pulsador ELEC, situado encima, no está en OFF.
4. Botón pulsador de la bomba eléctrica del sistema Azul. Si está apagado, la bomba está parada. Pulsado para encender ON, la bomba recibe energía eléctrica. Se enciende FAULT por las mismas causas que se encendía en las bombas eléctricas de los sistemas Verde o Amarillo.
5. Botón (con guarda) RAT MAN ON. Cuando se pulsa se despliega la RAT en el viento relativo.