

APU y turbina de aire de impacto

1. CONSTITUCIÓN Y FUNCIONES DEL APU

1.1 El grupo auxiliar de potencia (*Auxiliary Power Unit*, o APU en sigla anglosajona de uso muy extendido) es un conjunto motriz, autónomo, que puede proporcionar hasta tres funciones básicas en el avión donde se instala:

- Par de giro para puesta en marcha de los motores del avión, bien en forma de transmisión mecánica directa o en forma de energía neumática para la turbina de aire.
- Energía eléctrica.
- Aire comprimido para servicio del avión cuando está en tierra, y opcionalmente en vuelo si es necesario.

Según la fase de operación del avión, estas funciones se dividen típicamente así:

a) *En tierra:*

El APU puede proporcionar aire sangrado de su propio compresor para puesta en marcha de los motores y para el sistema de acondicionamiento de aire. Además suministra energía eléctrica al sistema general del avión.

b) *En vuelo:*

El APU actúa normalmente como sistema de respaldo para otros sistemas del avión, y puede suministrar estos servicios: a) energía eléctrica; b) neumático para acondicionamiento de aire; c) puesta en marcha del motor en el aire; d) antihielo de planos principales.

Durante el despegue, como modo adicional presente en algunos aviones, el APU proporciona aire a presión para el acondicionamiento de cabina. Esta función se incluye con el fin de mejorar la prestación de los motores principales durante el despegue, sin detrimento del empuje (Capítulo 31).

1.2 El grupo auxiliar de potencia se suele instalar en el cono de cola del avión (ver Fig. 41.1), aislado del resto de compartimentos por un tabique cortafuegos.

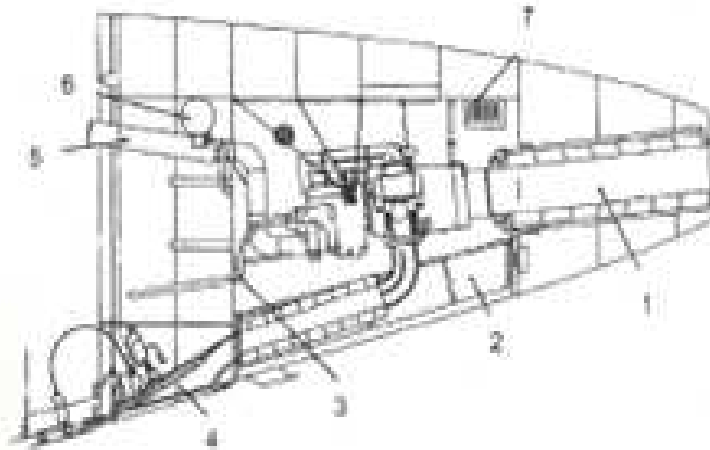
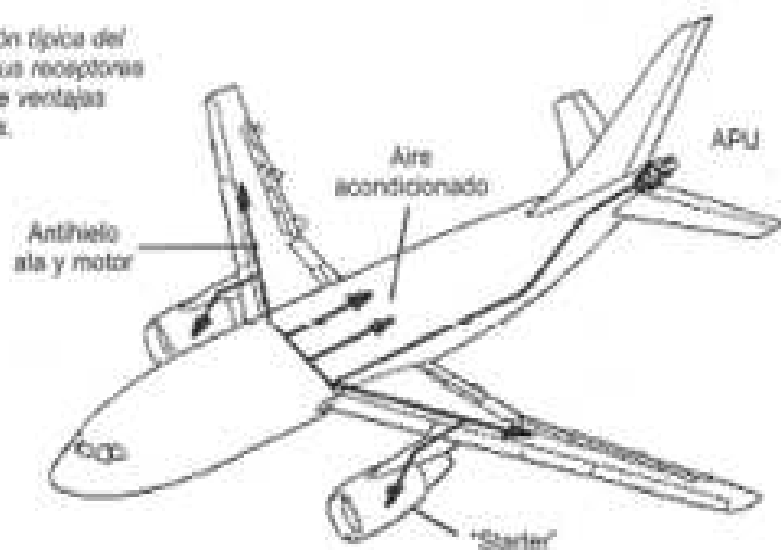


Fig. 41.1 Instalación típica del APU en el cono de cola del avión.
 Detalles: 1 Tobera de gases de salida del APU; 2 Registro de acceso; 3 Tubería de combustible del APU; 4 Entrada de aire; 5 Conducto para el aire del APU; 6 Extinguidor; 7 Rejilla de ventilación.

La ubicación del grupo en el cono de cola ofrece ventajas singulares, Fig. 41.1a. Es cierto que se encuentra lejos de los receptores de energía finales a los que sirve, pero a favor de tal posición encontramos: a) el espacio amplísimo que encuentra en el cono de cola; b) disminución del nivel de ruido; c) reducción de contaminación al nivel del suelo por gases de escape del APU; d) disminución del riesgo general del avión en caso de incendio incontrolado en el compartimento del APU; e) disminución del riesgo general en caso de fragmentación de algún disco del rotor o turbina del turboeje del APU.

Asimismo, en un plano adicional, permite que el chorro de gases del motor del APU descargue en la zona inmediatamente detrás de la cola. Es una zona del avión de baja presión dinámica del aire debido a la estela del fuselaje, y que sin embar-

Fig. 41.1a La posición típica del APU queda lejos de sus receptores finales, pero ofrece ventajas singulares.



go es "llenada" por el chorro de gases del APU, de energía cinética muy alta. Así, pues, en vuelo, cuando funciona el APU disminuye la succión (resistencia aerodinámica de base) que se produce en la parte posterior del avión. La Fig. 41.2 muestra el esquema típico del APU.

Señalamos dos notas en relación con la instalación en el avión:

1. El compartimento del APU está ventilado a la atmósfera.
2. En aviones de transporte militar puede ser ventajosa la instalación del APU en la zona de góndolas del tren de aterrizaje, muy cerca del suelo.

Se intenta favorecer con ello las operaciones de carga y descarga de utensilios militares, que son normalmente operaciones más complejas que en el avión comercial.

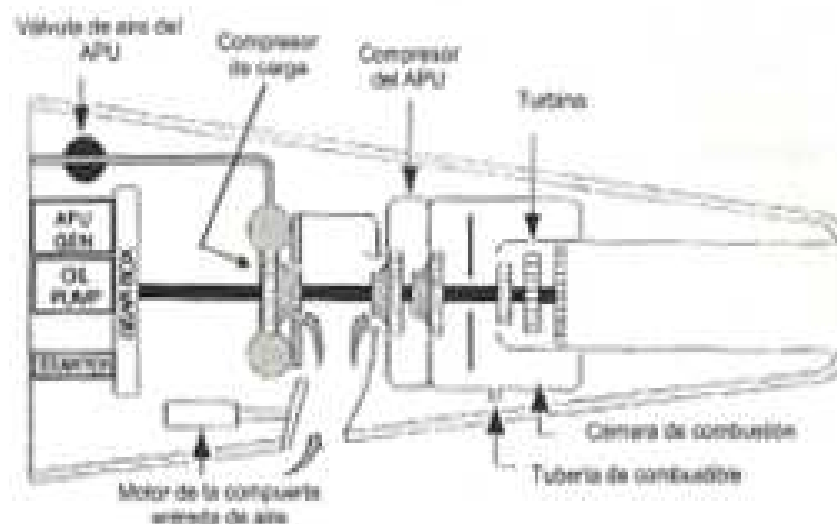


Fig. 41.2 Esquema de Grupo Auxiliar de Potencia (APU). Esta unidad está situada normalmente en el cono de cola del avión comercial. El grupo representado está constituido por compresor centrífugo, de dos etapas, y turbina de tres escalones. El APU es del tipo de compresor de carga, definido en el texto principal. Obsérvese que el eje del APU acciona un compresor centrífugo independiente que está unido a la caja de engranajes del APU (Gearbox). La caja de engranajes suministra potencia de accionamiento al generador eléctrico del APU y bomba de aceite (Oil pump), y está acoplado también al arrancador del grupo. La válvula de aire del APU permite la alimentación de servicios neumáticos del avión con aire comprimido en el compresor de carga.

1.3 Desde el punto de vista motriz, esto es, como tal motor de turbina, el APU es un turboje (ver Capítulo 23).

En su aplicación como grupo auxiliar de potencia, como veremos más adelante, tiene requisitos funcionales y operativos mucho más estrictos que el mismo motor turboje para aplicación en turbohélices o helicópteros.

La Fig. 41.3 muestra la sección de un APU donde se aprecian dos compresores centrífugos y dos turbinas axiales, más la cámara de combustión de flujo invertido. Otros detalles de esta ilustración se comentarán más adelante.

El turboeje para APU puede ser de turbina fija o de turbina libre.

Para potencias de salida pequeñas y medias, digamos inferiores a 1.600 CV, el motor del APU suele ser tipo turbina fija. Por tanto es un turboeje de un sólo árbol. Tal preferencia se explica por costes, peso y buena estabilidad de velocidad de rotación que tiene este tipo de motor, aunque el de dos ejes (turbina libre) tampoco tiene problemas en esta última faceta.

El turboeje de turbina fija tiene respuesta muy rápida de cambio de las revoluciones frente a las variaciones de carga que se imponen sobre la unidad. Es un motor de buen "reprise". La estabilidad de velocidad de giro es, en principio, muy apropiada para el suministro de corriente eléctrica alterna de frecuencia lo más constante posible, y este tipo de turboeje tiene respuesta rápida a los cambios de carga del sistema eléctrico del avión. Además, como consideración económica, el turboeje de un sólo eje es más barato que su contrapartida de dos ejes independientes (turbina libre).

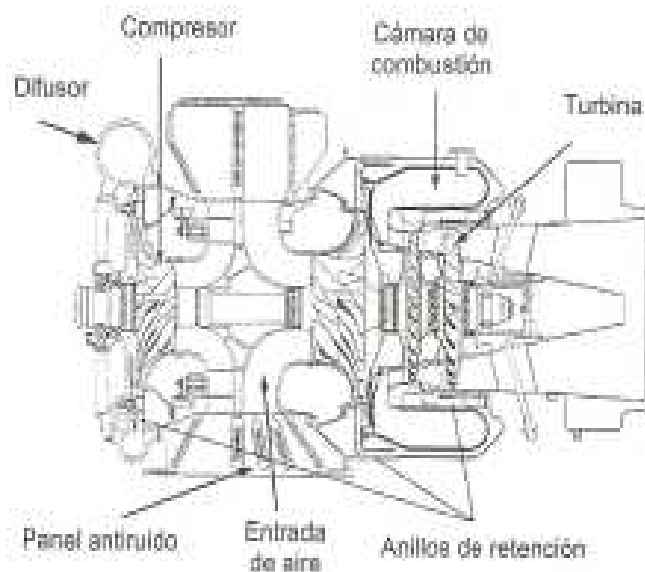


Fig. 41.3 Sección de APU donde se aprecian dos compresores centrífugos y dos turbinas axiales, más la cámara de combustión de flujo invertido. Otros detalles de esta ilustración se citan en el texto principal del capítulo.

El turboeje para grupos APU de potencia superior a la indicada anteriormente, que ya es de mayor tamaño, suele ser de dos ejes, esto es, del tipo de turbina libre. La ventaja fundamental que aporta ahora este motor es que la puesta en marcha del propio APU es más fácil, pues posee dos turbinas que giran de forma indepen-

diente, a distinta velocidad angular. Así, para la puesta en marcha sólo es preciso mover el conjunto rotatorio de alta presión. El arrastre aerodinámico (corriente de aire inducida por el compresor) que produce la rotación de este conjunto pone en movimiento al de baja presión.

Ya es sabido que los motores de dos o más ejes tienen menor "reprise" que los de eje único y, en principio, en su aplicación como APU, podría cuestionarse su respuesta a los cambios de la carga eléctrica de a bordo. No hay problema en cuanto a estabilidad de la velocidad de rotación. Permiten cumplir el requisito de mantener la frecuencia de la corriente eléctrica sensiblemente constante.

En efecto, puesto que el compresor y la turbina tienen ahora mayor diámetro (son turboejes de mayor tamaño) quiere decirse que el momento cinético de los grupos giratorios es alto.

Así, pues, la mayor inercia de giro suele ser suficiente para satisfacer los requisitos que impone la estabilidad de velocidad angular y de frecuencia constante de la corriente eléctrica de suministro.

En fin, los modernos sistemas de control de combustible del APU son también digitales, al igual que los empleados en los motores principales de propulsión.

2. TIPOS DE APU

2.1 Desde el punto de vista mecánico los grupos APU se clasifican en dos categorías:

1. Grupos de arranque de transmisión mecánica
2. Grupos de arranque neumático.

Grupos de arranque de transmisión mecánica

2.2 Es una unidad típica de empleo en aviación militar. El APU transmite al motor el movimiento de giro necesario por medios mecánicos.

La Fig. 41.4 muestra esquemas aplicables a una unidad de este tipo. El APU, ver figura de la izquierda, consta del generador de gas y una turbina de potencia que transmite un par de giro a la caja de engranajes del turborreactor. La caja de engranajes del turborreactor, a su vez, hace girar el eje del motor principal para la puesta en marcha.

La parte derecha de la figura muestra la disposición tan original que tiene uno de estos grupos en el turborreactor *Snecma ATAR*. El APU está situado justo en el cono de entrada de la toma de aire del motor.

2.3 El APU mecánico se pone en marcha mediante un motor eléctrico, alimentado con corriente de las acumuladores eléctricos de a bordo. Una vez encendida la

cámara de combustión del generador de gas del APU se dispone de potencia mecánica en el eje de salida de la unidad.

Nótese que los grupos auxiliares de potencia de transmisión mecánica sólo proporcionan potencia mecánica, es decir, ejecutan sólo una de las funciones generales de las unidades auxiliares de potencia.

Su característica operacional es la simplicidad, bajo coste y potencia de salida pequeña.

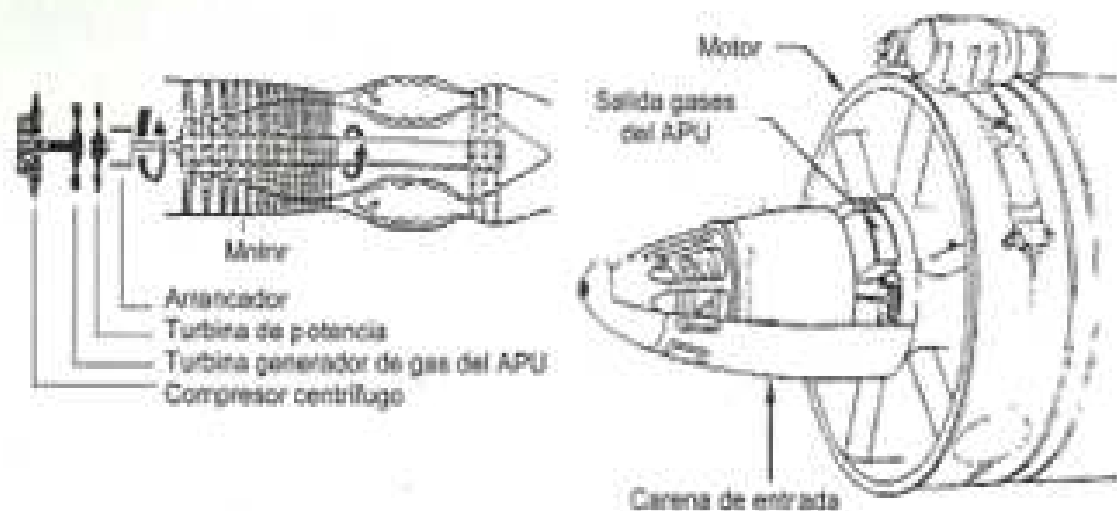


Fig. 41.4 Grupo APU típico de empleo en aviación militar.

La Fig. 41.5 muestra un tipo de instalación del grupo de accionamiento mecánico que estudiamos, más estándar.

La caja de engranajes del APU y la del motor están unidas mediante un árbol de transmisión. Nótese aquí la presencia del motor eléctrico de puesta en marcha del grupo APU.

Grupos de arranque neumático

2.4 Los grupos de arranque neumático poseen en origen la virtualidad de cumplir las tres funciones básicas de la unidad auxiliar de potencia, citadas anteriormente. En puridad, la expresión "grupo auxiliar de potencia" debe reservarse para estas unidades, de empleo en aviación comercial.

Los grupos auxiliares de potencia neumáticos pueden ser de uno y dos ejes. Sin embargo, la clasificación práctica más importante de estas unidades se establece por el modo de alimentación de aire de servicio a los sistemas del avión.

Según esta clasificación pueden ser:

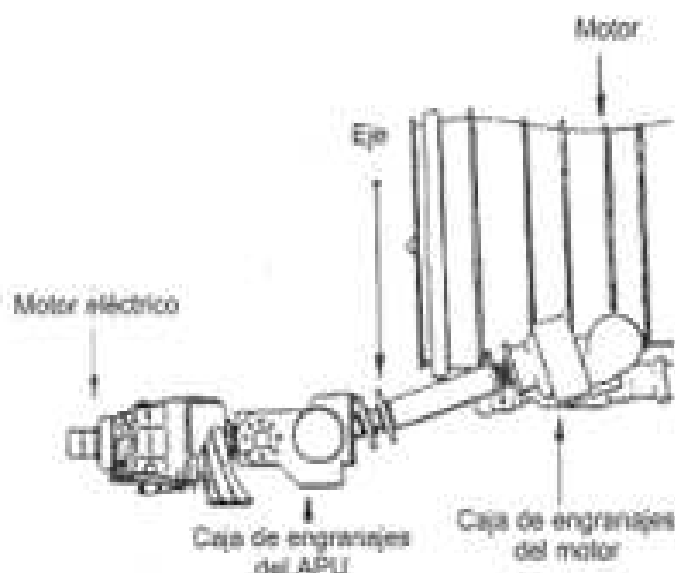


Fig. 41.5 Tipo de instalación de APU estándar para los grupos de accionamiento mecánico.

- a) Grupos con alimentación de aire por compresor de prioridad, ver la Fig. 41.6.
- b) Grupos con alimentación de aire con compresor de carga, ver la Fig. 41.7.

Grupos con compresor de prioridad

2.5 En estos grupos, el arrancador por turbina de aire del sistema de puesta en marcha del motor propulsor se alimenta con aire a presión procedente del compresor centrífugo del propio APU. El flujo de aire comprimido se divide a la salida del compresor en dos ramas, según la prioridad de funciones en un momento de funcionamiento determinado.

Una rama se dirige a la cámara de combustión del APU y la otra se canaliza hacia la turbina de aire de puesta en marcha del turboreactor. Obviamente, la función de alimentar con aire la cámara de combustión del propio APU tiene siempre prioridad sobre la cesión de aire de servicio al exterior.

Grupos con compresor de carga

2.6 Consultar la Fig. 41.7. En este caso, la turbina de potencia del APU conduce a un compresor centrífugo independiente, llamado compresor de carga. El compresor de carga admite aire exterior por su boca de entrada, y lo comprime. El aire comprimido pasa a la turbina de aire para la puesta en marcha del turboreactor y/o servicios neumáticos del avión. El APU con compresor de carga permite mejor adaptación del grupo a las necesidades de aire de servicio del avión. Es la solución óptima para aviones polimotores. Por ello es el más usado en aviones comerciales.

3. REQUISITOS DEL APU

3.1 Este párrafo contiene información especializada sobre el APU. Los grupos auxiliares de potencia se derivan generalmente de generadores de gas de motores

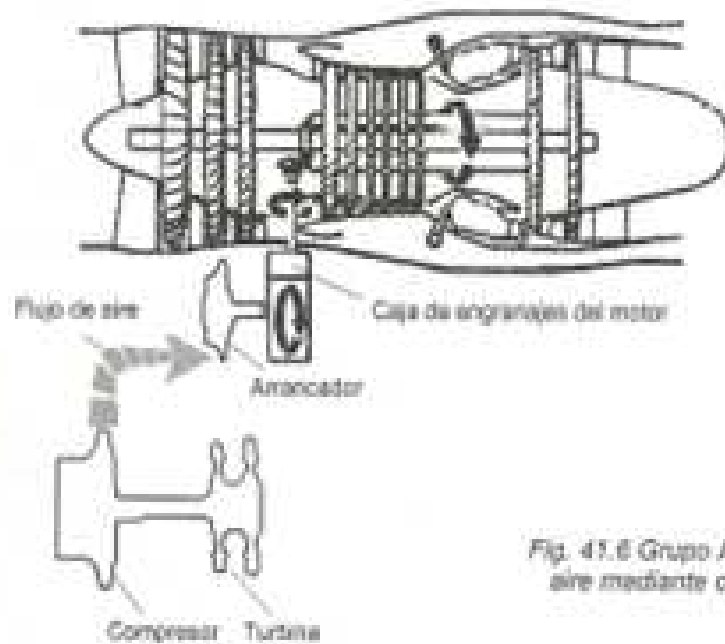


Fig. 41.6 Grupo APU con alimentación de aire mediante compresor de prioridad.

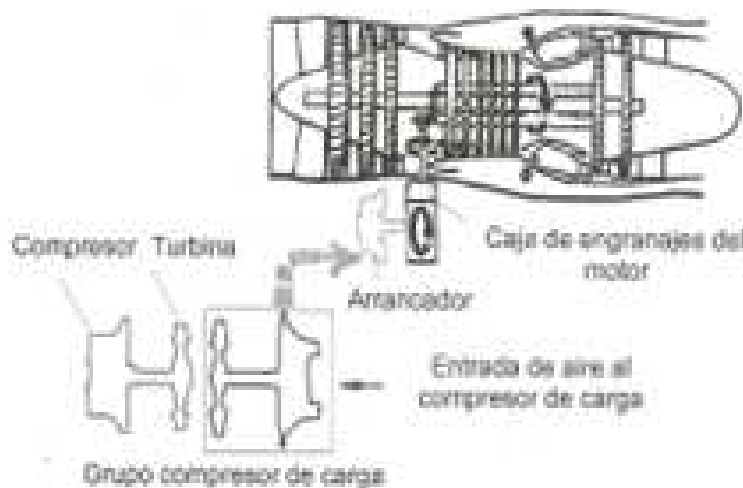


Fig. 41.7 Grupo APU con alimentación de aire mediante compresor de carga.

de propulsión en servicio. Así, por ejemplo, la familia del APU *GTCP-331-250* y *-350*, instalados en varios modelos de aviones Airbus, procede del turbohélice de turbina fija *Garret TPE 331*.

El grupo *PW901A*, unidad APU de turbina libre instalada en el *Boeing 747-400*, emplea el generador de gas del turbofán *JT15D-5*.

A pesar de contar con generadores de gas comunes, aunque de aplicaciones distintas, lo cierto es que los requisitos que deben cumplir unos y otros son diversos. En muchos aspectos, los requisitos que se imponen a los motores para APU son más estrictos que los correspondientes a los grupos motores de propulsión de procedencia.

3.2 El conjunto de requisitos del APU afecta a estos campos: 1) Integración con el avión; 2) Envoltorio de reencendido en el aire muy amplia; 3) Relación potencia/peso muy alta; 4) Amortiguación de ruido; 5) Requisitos especiales del sistema de lubricación del APU; 6) Retención de los discos de turbina ante la posibilidad de fragmentación o desintegración.

a) Integración con el avión

Es un requisito de carácter básico. El APU debe estar integrado completamente en los sistemas del avión, en particular con los sistemas neumático y eléctrico.

b) Envoltorio de reencendido en el aire muy amplia

La envoltorio de reencendido en el aire del APU es prácticamente el doble que la de turbohélices y turboejes, en términos numéricos.

La Fig. 41.8 muestra la envoltorio típica de reencendido en vuelo del APU, comparada con la del turbohélice o turboeje (zona B, en gris en la ilustración).

El requisito de reencendido en el aire del APU (zonas A+B) se extiende en un campo operativo que tiene como techo 39.000 pies, flanqueado por la línea de ISA+35 y, en el lado negativo, una recta que une los puntos OAT de -40°C a -70°C en altura.

Se comprende (Capítulo 20) que el funcionamiento de la cámara de combustión del APU a alta altitud es de carácter crítico. El motor del APU en estas condicio-

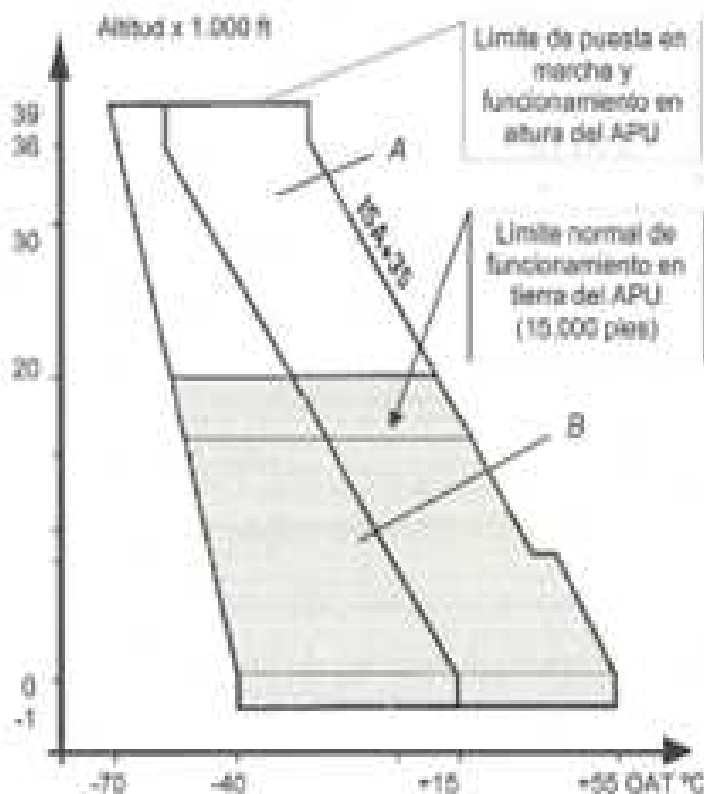


Fig. 41.8 Envoltorio típica de reencendido en el aire del APU moderno, comparada con la del turbohélice o turboeje (zona B, en gris en la ilustración). El requisito de reencendido en el aire del APU (zonas A+B) se extiende en un campo operativo que tiene como techo 39.000 pies y una banda más amplia que en los generadores de gas para propulsión.

nes requiere un flujo de combustible muy pequeño. Por esta razón precisa bien de un sistema de doble rampa de inyección, con divisor de flujo, o bien reducir el número de inyectores y repartir el pequeño gasto de combustible que consume en altura el motor del APU entre un menor número de inyectores. El primer caso, es decir, la adopción de un sistema de dos rampas de inyección, es realmente un lujo para este tipo de motor de ciclo termodinámico tan moderado, pero se debe usar si no se encuentra otra vía práctica.

La solución segunda, basada en disminuir el número de inyectores en la cámara de combustión, implica empeorar el perfil térmico de los gases quemados a la salida de la cámara, con el riesgo de formación de “manchas calientes” en el estátor de turbina (ver Cap. 20). Cuando se adopta esta última solución es necesaria la inyección tangencial del combustible con el fin de que se produzca una combustión con fuerte componente de velocidad tangencial. Una vez inflamado el combustible, la componente de velocidad tangencial del gas resultante favorece la uniformidad y mejoramiento del perfil de temperatura del gas a la entrada del estátor de turbina.

c) Relación potencia/peso muy alta

Es un requisito impuesto por la necesidad de que el APU contribuya mínimamente al momento de encabritamiento del avión. Ello se debe a la ubicación normal del grupo auxiliar en el cono de cola del avión, donde cuenta con un gran brazo de palanca respecto al c.d.g. del avión.

Para conseguir peso mínimo, el generador de gas del APU trabaja con temperatura máxima del ciclo termodinámico muy discreta (temperatura del gas a la entrada de la turbina TET de 900 °C, aproximadamente, digamos cuatrocientos grados menos que en el motor turboreactor principal. Este valor de TET permite la construcción de álabes de turbina estrechos, muy aerodinámicos, de masa mínima, pues no precisan de refrigeración interna por aire. De este modo, la masa concentrada en la llanta del disco de turbina disminuye, la fuerza centrífuga también, y en definitiva resulta un conjunto rotatorio de menor masa.

Obsérvese que con TET del orden de 900 °C no cabe esperar buenos consumos específicos de combustible en el APU. Sin embargo, tal desventaja es de poco relieve en el conjunto de la economía de la operación del avión. Esto es así por la pequeña potencia del generador de gas y también por su empleo intermitente.

e) Amortiguación de ruido

Con el avión en el estacionamiento, el APU es la más de las veces la única fuente de ruido del avión. Los motores del APU están equipados normalmente con compresor centrífugo. El aire en el rotor de este compresor alcanza rápidamente la velocidad de Mach 1 y superiores, posiblemente Mach 1,3 aunque las revoluciones de la máquina no sean las máximas. La presencia de ondas de choque en la co-

riente de aire que circula por el compresor origina un nivel de ruido muy alto y particularmente molesto.

Por esta razón, para aliviar las condiciones de trabajo del personal de tierra que atiende distintos servicios del avión (Fig. 41.8a), el grupo auxiliar de potencia está sometido a limitaciones de emisión de ruido más estrictas que los motores principales del avión. Así, como ejemplo, el nivel de ruido máximo del APU a 20 metros de distancia es 15 dBA menos que el exigible al motor principal. Incluso están previstas medidas todavía más restrictivas.

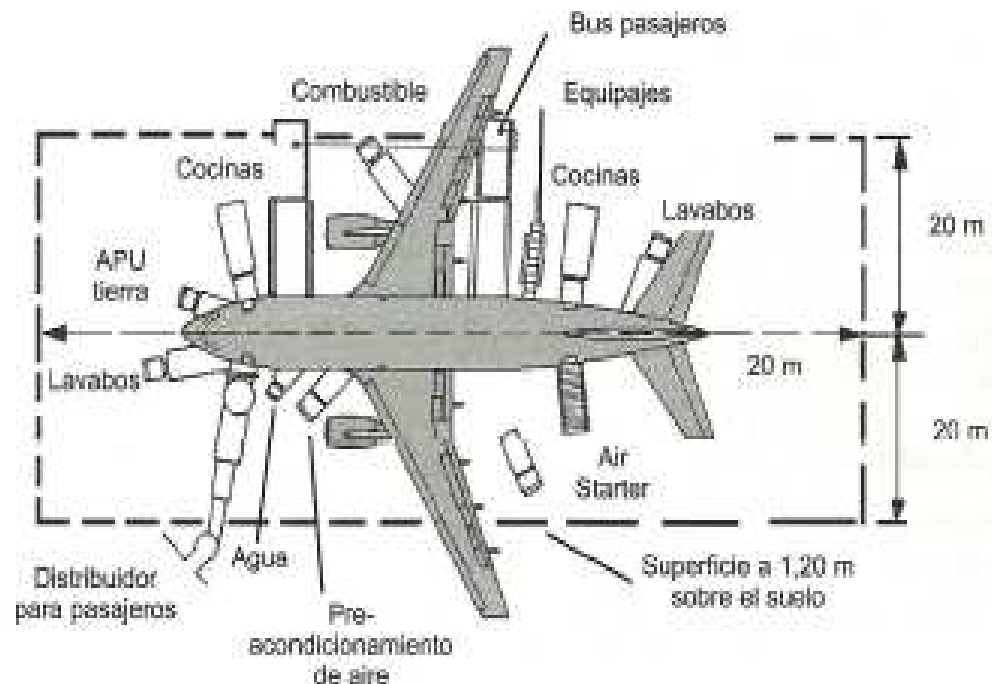


Fig. 41.8a Impresionante cohorte de servicios con personal en tierra que se tiene en cuenta en la definición de limitación de ruido del APU, a una altura de 1,20 m sobre el pavimento.

La entrada de aire en el compresor y la tobera de salida de gases del APU requieren por ello forros silenciadores (tratamiento acústico) y medidas activas para disminuir la generación de ruido en origen (diseño de álabes, separación de los mismos, entre otras).

f) Requisitos especiales del sistema de lubricación del APU

Se imponen tres tipos distintos de requisitos:

- Requisitos sobre el consumo de aceite lubricante.
- Influencia que ejerce sobre el sistema de lubricación el requisito de puesta en marcha del APU a alta altitud de vuelo.
- Refrigeración.

Brevemente, unos comentarios sobre estos temas. Para atender, entre otras, las necesidades de refrigeración del APU y sus sistemas, el consumo de aceite exigido es del orden de 0,01 litros/hora, es decir, de diez o quince veces menos que en los motores de propulsión. Esto se consigue con el sellado de los alojamientos de los rodamientos (Capítulo 29).

El reencendido en el aire del APU, a la máxima altitud exigida por la envolvente de vuelo (39.000 pies), se produce con el aceite a muy baja temperatura. Su viscosidad es, por consiguiente, muy alta. Hay que prever la presencia de un par de arrastre alto durante la puesta en marcha del APU en estas condiciones. Advierta el lector que en este caso no se cuenta con la ayuda de la presión dinámica del aire y la autorrotación del grupo rotatorio del motor, propia de situaciones similares en los motores principales del avión.

Finalmente, en cuanto a refrigeración, el APU puede disipar hasta un 10% de su potencia en forma de calor, valor excepcionalmente alto si se compara con otros motores de turbina (caso de los turbohélices, por ejemplo, con un 4% a pesar de la presencia del reductor de la hélice).

Esta situación es particularmente cierta cuando el alternador de servicio de energía eléctrica se refrigera con el propio aceite lubricante del motor del APU.

g) Retención de fragmentos de discos de turbina del APU

Como regla general, las normas aeronáuticas exigen métodos de protección para el caso de desintegración de los grupos giratorios con alta energía de rotación, caso de rotores de compresor y de turbina (v.g. FAR 23.903(b)(1), FAR 25.901(d), entre otros)¹.

Esta normativa obliga a proteger las zonas adyacentes a estos componentes, y a la contención interna de daños para condiciones de máxima velocidad de giro de los rotores.

Sin embargo, para los grupos auxiliares de potencia, la normativa hace un quiebro, en sentido ascendente, y exige la protección de los discos de turbina al 110% de RPM.

La Fig. 41.3, vista con anterioridad, muestra la presencia de anillos de retención situados frente a los rotores con el fin de prevenir la expulsión de fragmentos metálicos en sentido radial posteriores a un fallo del disco o álabes de la turbina.

Obsérvese que en este caso de la figura también está protegida la zona del compresor.

¹ La extensa estadística de estos incidentes realizada por SAE (*Society of Automotive Engineers*) revela que durante el período de 1962 a 1983 se produjeron 478 fragmentaciones de rotores de motores de turbina, a lo largo de 768,2 millones de horas de funcionamiento.

4. CONTROL E INDICACIÓN

4.1 El primer paso de la puesta en marcha del APU se efectúa cuando el interruptor principal de la unidad se sitúa en posición ON. Normalmente esta acción efectúa de modo automático una serie de operaciones previas, como la apertura de la trampilla de entrada de aire del APU y la conexión eléctrica de la bomba de combustible.

Pulsando a continuación el interruptor de puesta en marcha START se inicia la secuencia de arranque del grupo. Aproximadamente al 50% de revoluciones del motor del APU se desconecta el arrancador. Cuando la unidad alcanza un régimen en torno al 95% de RPM está en disposición de suministrar aire a presión y energía eléctrica. Una luz azul, con la leyenda AVAIL o similar, indica esta situación de disponibilidad operativa del APU.

La Fig. 41.9 muestra la página de datos de la pantalla del APU. En los aviones que están equipados con este sistema de presentación, la pantalla del APU es del tipo primario durante la operación de puesta en marcha de la Unidad (ver Capítulo 40). La pantalla desaparece una vez que el APU ha alcanzado la velocidad nominal operativa.

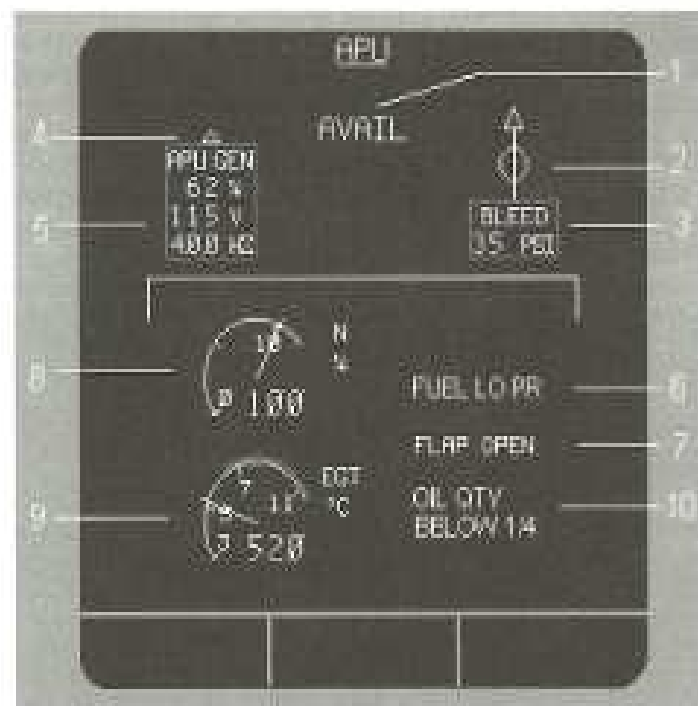
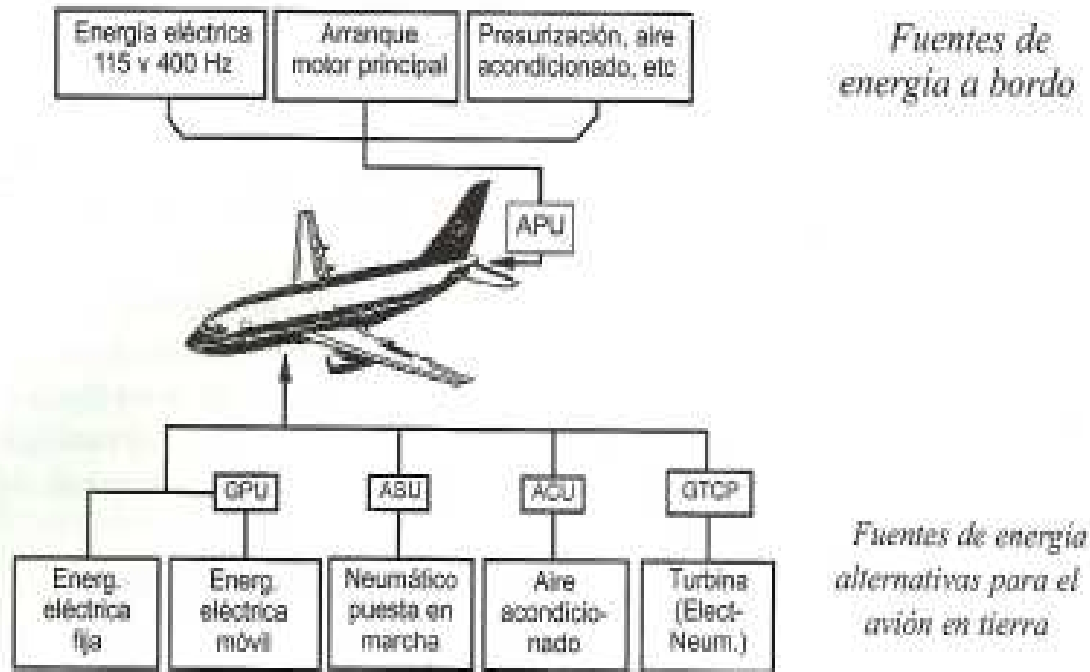


Fig. 41.9 Pantalla de datos del APU en un sistema de pantalla CRT.

Detalles: 1. Indicador de disponibilidad del APU, con la leyenda AVAIL cuando la unidad se encuentra en régimen nominal de operación (95% de RPM); 2. Indicador de posición de la válvula de aire del APU; 3. Indicación de presión de aire (psi); 4. Indicación (en verde) de conexión del generador del APU a la barra de suministro de energía eléctrica; 5. Parámetros de funcionamiento del generador de gas del APU, carga, tensión y frecuencia; 6. Indicación de baja presión de combustible en el sistema de alimentación del APU; 7. Indicación de posición abierta de la trampilla de aire de entrada del APU; 8. Indicador de revoluciones del generador de gas del APU; 9. Indicador de temperatura de gases de escape EGT del APU, con índices para máxima EGT y "Redline" (máxima admisible); 10. Indicación de bajo nivel de aceite del APU.



El coste operativo directo (COD) del APU es alto, en particular en épocas de aumento del precio del combustible. El COD del APU depende fundamentalmente del precio del combustible, más que de los costes de mantenimiento o de materiales. Por esta razón muchas compañías aéreas instauran procedimientos alternativos para suministrar energía eléctrica y neumática al avión en tierra, tal como recoge la ilustración. GPU es la generación de energía eléctrica en tierra por grupos Diesel (fijos y móviles) o tomada directamente de la red doméstica del aeropuerto a través de inversores de corriente estáticos. ASU son unidades neumáticas para puesta en marcha de motores, equipadas con compresores, igual que las unidades ACU de acondicionamiento de aire. GTCP son turbinas de gas móviles capaces de suministrar toda la energía eléctrica y neumática que precisa el avión en tierra, aunque estos equipos consumen tanto combustible como el APU, de manera que no representan una ventaja sustancial como sustitutos del APU de a bordo.

5. TURBINA DE AIRE DE IMPACTO

5.1 La función de la turbina de aire de impacto, *Ram Air Turbine*, es suministrar presión hidráulica de emergencia a sistemas esenciales del avión, en caso de avería en los sistemas principales 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. 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.

La Fig. 41.10 muestra la construcción típica de la RAT. La unidad está alojada en un compartimento situado en el fuselaje ventral del avión y cuenta con mecanismo de extensión de la compuerta y de la propia unidad.

La RAT tiene los siguientes elementos: palas de hélice, bomba hidráulica, regulador de velocidad de las palas de la hélice, estructura de soporte y extensión (incluido motor eléctrico para efectuar la extensión-retracción), y las tuberías de suministro de presión hidráulica al sistema de emergencia servido por la turbina.

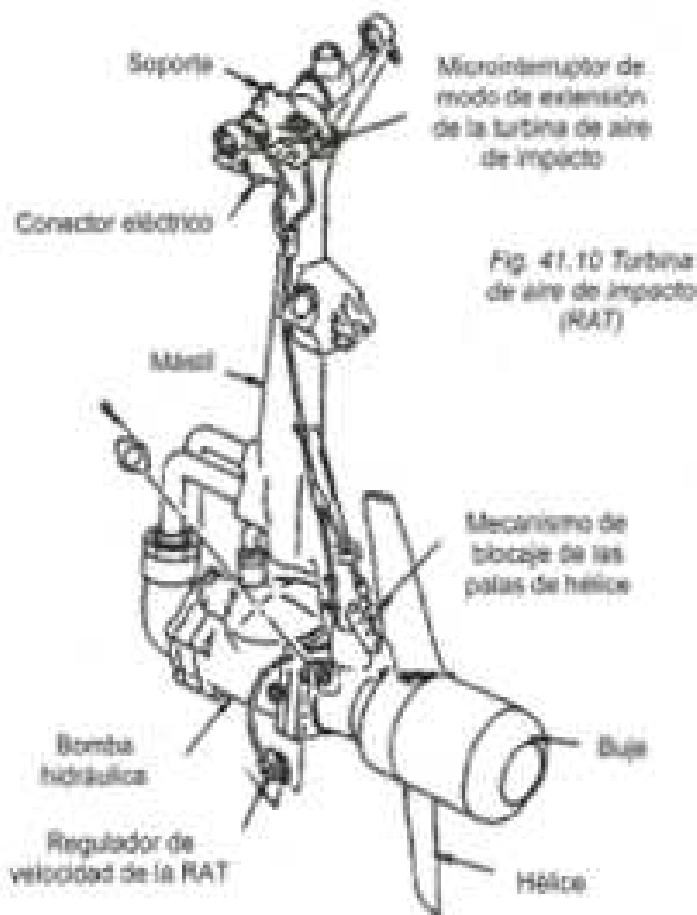


Fig. 41.10 Turbina de aire de impacto (RAT)

La hélice se mantiene a velocidad constante (valores normales de régimen se sitúan entre 4.500 RPM y 6.000 RPM), régimen de giro que es capaz de mantener hasta una velocidad del avión muy baja, del orden de 115 KIAS.

El caudal de fluido hidráulico que debe suministrar la RAT depende del tipo de avión donde la unidad está instalada. Para un avión de gran alcance las necesidades son de unos 40 litros de fluido hidráulico por minuto y presión de 2.800 psi a 3.000 psi (197 kg/cm² a 211 kg/cm²). Además de la salida automática, la RAT se puede desplegar de forma manual con la ayuda de un interrup-

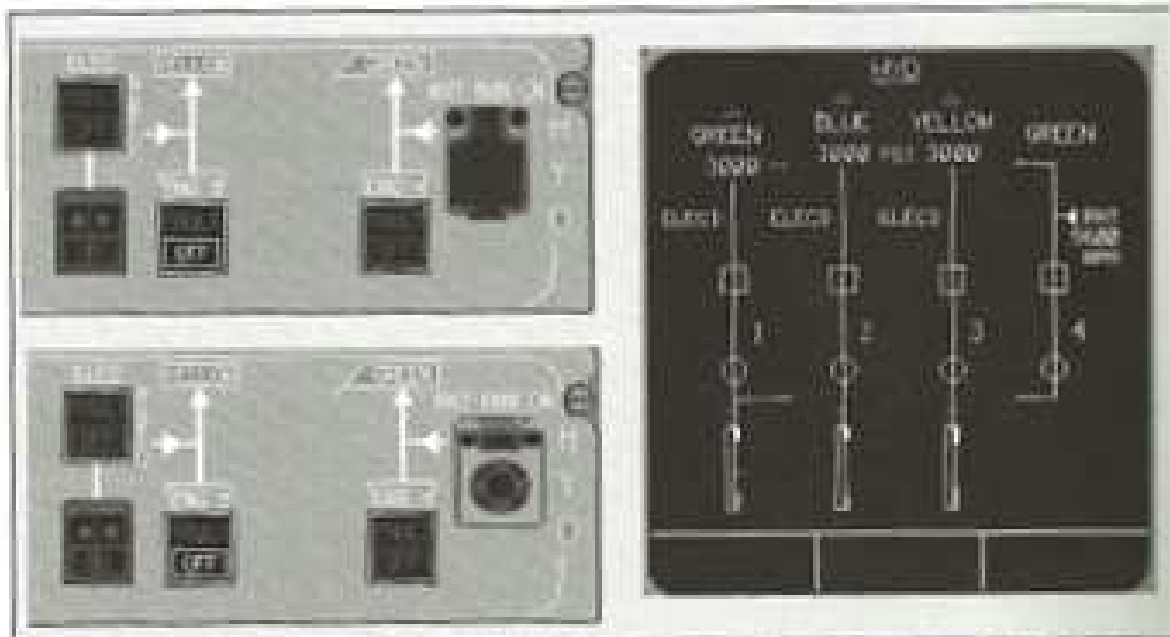


Fig. 41.11 Vista parcial de panel de control de hidráulica, con mando con guardia para la turbina de aire de impacto, en la parte derecha del panel. Este avión cuenta con tres sistemas hidráulicos, más la bomba hidráulica movida por la turbina de aire de impacto. La pantalla de datos del sistema hidráulico muestra, también a la derecha, los datos de la RAT en funcionamiento

tor en el panel de control del sistema hidráulico, ver la Fig. 41.11. Normalmente existe un interruptor para la retracción de la turbina con el avión ya en tierra, si se ha extendido en vuelo. La retracción se efectúa mediante un motor eléctrico. El interruptor de retracción suele estar en el alojamiento del tren de aterrizaje.

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

En estos casos la RAT se despliega automáticamente cuando el avión está en el Modo de vuelo, existe pérdida total de presión hidráulica, o los motores están “parados” (quiere decirse que no hay combustión en la cámara), o existe pérdida total de energía eléctrica.