

## ÍNDICE DEL CAPÍTULO

	<i>Página</i>
CAPÍTULO 3. OBSERVACIONES DESDE AERONAVES .....	631
3.1 Generalidades .....	631
3.1.1 Definiciones .....	631
3.1.2 Sensores meteorológicos de aeronaves .....	631
3.2 Presión y número de mach .....	632
3.2.1 Sonda de Pitot estática .....	632
3.2.2 Altitud barométrica .....	633
3.2.2.1 Incertidumbre de la medición .....	635
3.2.3 Número de Mach .....	635
3.2.3.1 Incertidumbre de la medición .....	636
3.3 Temperatura del aire .....	636
3.3.1 Sonda de la temperatura del aire total .....	636
3.3.1.1 Incertidumbre de la medición .....	637
3.4 Velocidad y dirección del viento .....	638
3.4.1 Incertidumbre de la medición .....	639
3.5 Humedad .....	640
3.5.1 Incertidumbre de la medición .....	640
3.6 Turbulencia .....	640
3.6.1 Turbulencia derivada de la aceleración vertical .....	641
3.6.1.1 Incertidumbre de la medición .....	641
3.6.2 Velocidad de las ráfagas verticales equivalentes derivadas .....	641
3.6.2.1 Incertidumbre de la medición .....	641
3.6.3 Tasa de disipación de la turbulencia .....	642
3.6.3.1 Tasa de disipación de la turbulencia basada en el acelerómetro vertical .....	642
3.6.3.2 Tasa de disipación de la turbulencia basada en vientos verticales ...	643
3.6.3.3 Tasa de disipación de la turbulencia basada en la velocidad verdadera del aire .....	643
3.6.3.4 Incertidumbre de la medición .....	643
3.6.3.5 Relación entre la tasa de disipación de la turbulencia y la velocidad de la ráfaga vertical equivalente derivada .....	644
3.7 Englamiento .....	644
3.7.1 Incertidumbre de la medición .....	644
3.8 Sistemas de observación desde aeronaves .....	644
3.8.1 Retransmisión de datos meteorológicos de aeronaves .....	645
3.8.2 Notificación de datos meteorológicos troposféricos de a bordo .....	645
3.8.2.1 Aspectos generales del sistema de notificación de datos meteorológicos troposféricos de a bordo .....	645
3.8.2.2 Humedad relativa y temperatura .....	645
3.8.2.3 Detección del englamiento mediante el sistema TAMDAR .....	647
3.8.2.4 Detección de turbulencias mediante el sistema TAMDAR .....	647
3.9 Otros sistemas y fuentes de observaciones desde aeronaves .....	648
3.9.1 Vigilancia Dependiente Automática de la Organización de Aviación Civil Internacional .....	648
3.9.2 Sistemas nuevos y en desarrollo .....	648
3.9.2.1 Vigilancia mejorada en Modo S .....	648
3.9.2.2 Informe meteorológico aeronáutico de rutina en Modo S .....	649
REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA COMPLEMENTARIA .....	650

## **CAPÍTULO 3. OBSERVACIONES DESDE AERONAVES**

### **3.1 GENERALIDADES**

#### **3.1.1 Definiciones**

Este capítulo describe los métodos utilizados para las mediciones meteorológicas automáticas en aeronaves comerciales modernas, conocidos colectivamente como observaciones desde aeronaves. Los principios aquí descritos pueden utilizarse para el procesamiento de datos en cualquier aeronave dotada de instrumentos adecuados con el fin de definir y desarrollar sistemas de observación desde aeronaves.

El sistema de observación de la retransmisión de datos meteorológicos de aeronaves (AMDAR) de la Organización Meteorológica Mundial (OMM) es un sistema de observación desde aeronaves que se especifica en OMM (2013) destinado a que la comunicación de datos meteorológicos desde una plataforma de aeronaves cumpla los requisitos meteorológicos relativos a. Los Miembros de la Organización gestionan el sistema AMDAR en colaboración con sus líneas aéreas asociadas y los datos resultantes se transmiten al Sistema Mundial de Telecomunicación de la OMM. Se dispone de información adicional en OMM (2003).

El sistema AMDAR y otros sistemas de observación desde aeronaves se aplican generalmente en aeronaves provistas de sofisticados sistemas de navegación y otros sistemas de detección. Hay sensores para medir la velocidad, temperatura y presión del aire. Además, se pueden obtener otros datos relacionados con la posición, la aceleración y la orientación de la aeronave con el sistema de navegación aeronáutica. Las aeronaves también llevan a bordo computadoras para los sistemas de navegación y gestión del vuelo, mediante los cuales se calculan continuamente datos meteorológicos y de navegación que se ponen a disposición de la tripulación en la cabina de pilotaje. En los sistemas de observación desde aeronaves, estos datos son procesados en mayor profundidad y enviados automáticamente al sistema de comunicación de la aeronave para su transmisión a tierra o, como alternativa, también puede utilizarse en la propia aeronave un equipo de procesamiento específico para acceder a los datos brutos de los sistemas de la aeronave y obtener independientemente las variables meteorológicas.

En los sistemas AMDAR, estos medios se emplean para compilar y transmitir informes meteorológicos en tiempo real. Generalmente, los mensajes incluyen la velocidad y dirección del viento (en el plano horizontal), la temperatura del aire, la altitud barométrica (la altitud en la atmósfera estándar con respecto a un nivel de presión de referencia), la hora a la que se efectúa la observación, la fase de vuelo y la posición de la aeronave. Si la aeronave está provista de los equipos adecuados, también puede comunicar la humedad o la razón de mezcla del vapor de agua y una medida de la turbulencia.

Los datos originales para las observaciones meteorológicas requieren correcciones considerables y un procesamiento complejo para obtener mediciones meteorológicas representativas de la corriente de aire libre en las proximidades de la aeronave. Queda fuera del alcance de esta Guía ofrecer una descripción completa de todos los procesos que intervienen, pero se consideran los principios básicos con referencias para una información más completa.

#### **3.1.2 Sensores meteorológicos de aeronaves**

Los sensores básicos a bordo de aeronaves comerciales modernas incluyen una sonda de Pitot estática y una sonda de temperatura del aire total (TAT). Los datos procedentes de estos sensores junto con la información procedente del sistema de navegación aeronáutica, suministrada normalmente por un sistema o por un conjunto de sistemas de ayuda a la navegación por radio (Sistema de posicionamiento mundial, GPS), los equipos de medición de la distancia,

los radiofaros omnidireccionales de muy alta frecuencia (VOR), un sistema de aterrizaje por instrumentos y, en algunos casos, un sistema de navegación inercial, se procesan para proporcionar los siguientes elementos meteorológicos:

- la altitud barométrica  $H_p^1$ , la posición horizontal y la hora (PALT en la figura 3.1);
- la temperatura del aire estática  $T_s$  (SAT en la figura 3.1);
- la velocidad del viento  $|V|$ ;
- la dirección del viento  $D_w$ .

En algunas aeronaves se efectúa un procesamiento adicional para medir la turbulencia, o hay sensores adicionales para medir la acumulación de hielo en las superficies frontales y/o para medir la humedad relativa o la razón de mezcla del vapor de agua  $r$ .

A fin de comprender la complejidad del sistema de tratamiento, la siguiente descripción se ha estructurado conforme al flujo de procesos en un sistema de operación normal. Cabe señalar que las variables calculadas son sumamente interdependientes (figura 3.1).

## 3.2 PRESIÓN Y NÚMERO DE MACH

### 3.2.1 Sonda de Pitot estática

La sonda de Pitot estática (figura 3.2) está expuesta en la corriente de aire libre por encima de la capa límite de la aeronave e indica la presión total (suma de la presión estática y la presión de impacto o dinámica). Algunas de estas sondas pueden indicar también la presión estática (es decir, la presión de la corriente de aire libre, de preferencia la presión ambiente inalterada), pero en la mayoría de las aeronaves que suelen usarse para el sistema AMDAR la presión estática

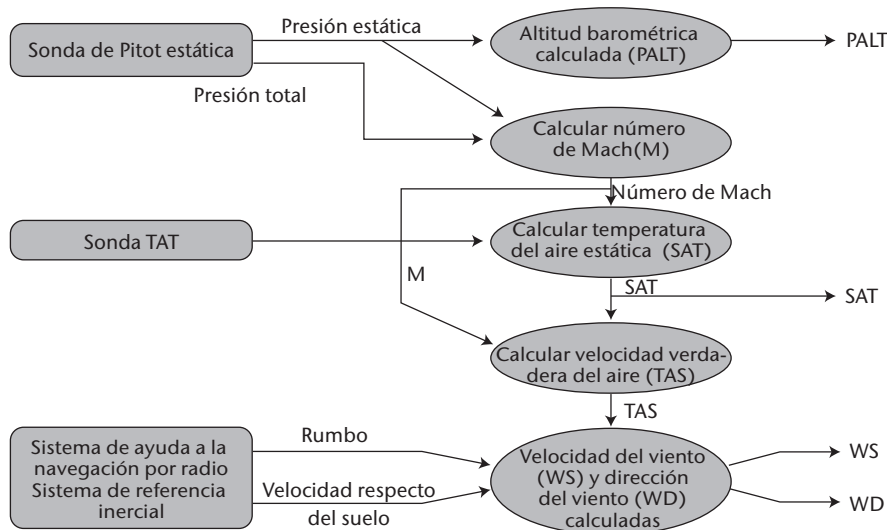
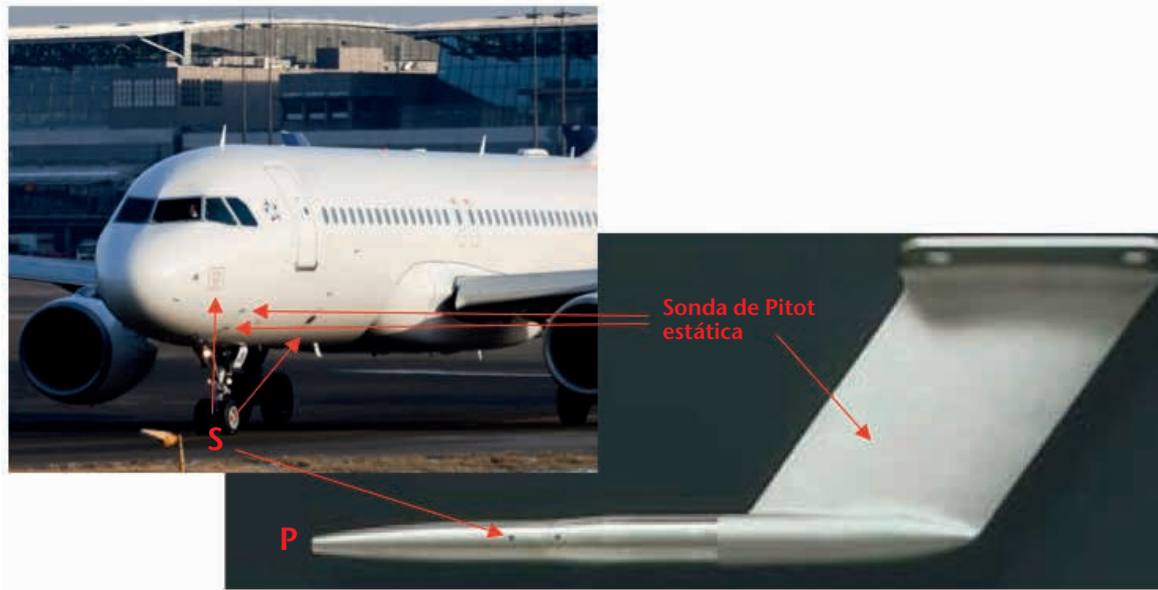


Figura 3.1. Procesamiento de datos obtenidos de sensores AMDAR

<sup>1</sup> La altitud barométrica se define como una medida de la altura que está en función del nivel de referencia tipo de 1 013,2 hPa. La variable de nivel de vuelo es equivalente a la altitud barométrica respecto de todos los niveles. La altitud barométrica y el nivel de vuelo no pueden intercambiarse con la altitud de la aeronave indicada, la altitud de la aeronave o la altura de la aeronave, en cuyo caso se aplican otras definiciones. La altitud barométrica (o nivel de vuelo) puede tener un valor negativo, pues la aeronave puede volar a diversos niveles barométricos por encima de 1 013,2 hPa (es decir, por debajo del nivel de referencia tipo).



**Figura 3.2. Configuración típica para la medición de la presión estática y la presión de Pitot en las aeronaves. La presión estática se toma (véase la marca "S") o bien en los puertos de ambos lados del fuselaje, o bien en los puertos laterales de la sonda de Pitot estática. La presión total se toma en el orificio dirigido hacia adelante de las sondas de Pitot o las sondas de Pitot estáticas (véase la marca "P") que se instalan en el fuselaje, unos metros detrás de la nariz.**

se obtiene mediante los orificios laterales de su estructura. Los valores de presión se miden con transductores electrónicos y se transmiten a una unidad central que alberga los algoritmos para los ajustes aerodinámicos (corrección del "error automático") y, por último, al computador de datos de aire (ADC). El ADC calcula la altitud barométrica, la temperatura estática y el número de Mach a partir de estas dos medidas.

### 3.2.2 Altitud barométrica

Por lo general, la medición de la presión estática no se comunica en el AMDAR, sino que se convierte en el ADC en la altitud equivalente basada en la atmósfera tipo internacional (ISO, 2007). La atmósfera tipo (véase la figura 3.3) considera una disminución lineal de la temperatura con la altura de 6,5 °C por kilómetro hasta los 11 km o 36 089 ft de altura<sup>2</sup>, y una temperatura y presión medias al nivel del mar de 15 °C y 1 013,25 hPa, respectivamente. Desde los 11 hasta los 20 km se considera una temperatura constante de -56,5 °C.

Cuando la altitud barométrica  $H_p$  es igual o inferior a 36 089 pies, la presión estática ( $p_s$ ) se relaciona con la  $H_p$  mediante la siguiente expresión:

$$p_s = 1013,25 \cdot \left(1 - 6,8756 \cdot 10^{-6} \cdot H_p\right)^{5,2559} \quad (3.1)$$

con  $H_p$  expresada en pies y  $p_s$ , en hectopascales. Por ejemplo, si  $H_p = 30\,000$  ft,  $p_s = 300,9$  hPa.

La expresión anterior (3.1) se puede utilizar para calcular la presión estática a partir de la altitud barométrica comunicada, siempre que el valor de la presión estática a bordo se haya corregido únicamente en el caso de los efectos inducidos desde un punto de vista aerodinámico (error automático) y la escala secundaria del altímetro aeronáutico (referencia cero) se haya fijado en la presión tipo al nivel medio del mar establecida por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI, 1 013,25 hPa). Los procedimientos de navegación establecen también

<sup>2</sup> Pese a la política general de usar unidades del Sistema Internacional, en este capítulo se usan pies (ft), con lo cual se respeta la práctica común de la comunidad aeronáutica.

ajustes de la escala secundaria del altímetro en otros niveles de referencia. Por ejemplo, el ajuste puede aplicarse en la presión del aeródromo (presión atmosférica a la elevación del aeródromo, QFE) o en el QNH (valor del QFE reducido al nivel del mar utilizando la atmósfera tipo), que es una referencia de la presión en la escala de la atmósfera tipo de modo que indica la elevación del aeródromo en el momento de aterrizar en un aeródromo determinado. La altitud barométrica notificada por los programas informáticos a bordo del AMDAR siempre debería comunicarse con respecto a la presión al nivel medio del mar establecida por la OACI únicamente.

Para su uso en la cabina de vuelo, la altitud indicada  $H_i$  (la altitud barométrica por encima del nivel medio del mar (NMM)) se obtiene de la diferencia entre la altitud barométrica ( $H_p$ ) y la altitud de la referencia de la escala secundaria del altímetro en la escala de la atmósfera tipo ( $H_r$ ), más la elevación del nivel de la presión de referencia por encima del NMM ( $E_{Ref}$ ). La expresión general es:

$$H_i = H_p - H_r + E_{Ref} \quad (3.2)$$

$$H_r = \left[ 1 - \left( \frac{p_r}{1013,25} \right)^{0,19026} \right] \cdot 145\,442 \quad (3.3)$$

con  $H_r$ ,  $H_i$  y  $E_{Ref}$  expresadas en pies y  $p_r$  en hectopascales, y donde  $p_r$  es el ajuste de la escala secundaria del altímetro, como:

QNH, entonces  $E_{Ref} = 0$  ft por encima del nivel medio del mar

o

QFE, entonces  $E_{Ref} =$  elevación del aeródromo por encima del nivel medio del mar

Obsérvese que  $H_r = 0$  cuando  $p_r = 1\,013,25$  hPa.

Por ejemplo:

- Si el ajuste de la escala secundaria es a un valor de QNH de 1 000,0 hPa y la altitud indicada es de 9 335 ft,  $H_p = 9\,335 \text{ ft} + 364 \text{ ft} = 9\,699 \text{ ft}$  y  $p_s = 705$  hPa.
- Si el ajuste de la escala secundaria es a un valor de QFE de 990 hPa, la elevación del aeródromo es de 276 ft y la altitud indicada, de 9 058 ft,  $H_p = H_i + H_r$  (QFE) -  $E_{Ref} = 9\,058 \text{ ft} + 641 \text{ ft} - 276 \text{ ft} = 9\,423 \text{ ft}$  y el valor de QNH sería de 1 000 hPa.

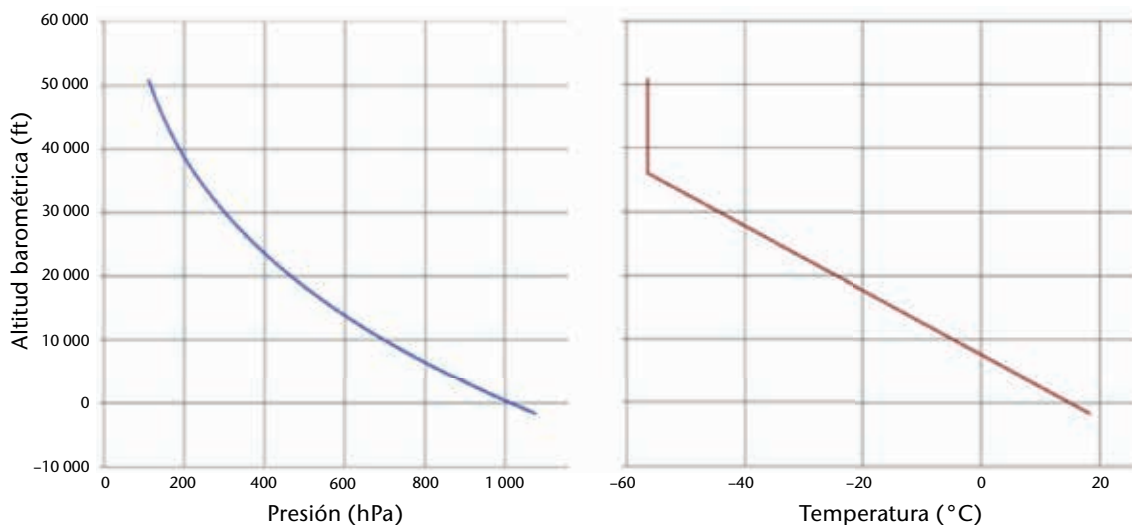


Figura 3.3. Atmósfera tipo internacional

Sin embargo, a los efectos del AMDAR, se debería elegir el parámetro de altitud que se basa exclusivamente en la presión estática pura desde un punto de vista aerodinámico sin hacer referencia al QNH ni al QFE.

Si  $H_p$  es superior a 36 089 ft (11 km), la presión estática viene dada por:

$$p_s = 226,32 \cdot e^{-\frac{36\,089 - H_p}{20\,806}} \quad (3.4)$$

$$H_p = 36\,089 - 20\,806 \cdot \ln\left(\frac{p_s}{226,32}\right)$$

con  $H_p$  expresada en pies y  $p_s$ , en hectopascales. Por ejemplo, si  $H_p = 40\,000$  ft,  $p_s = 187,5$  hPa.

### 3.2.2.1 **Incertidumbre de la medición**

Las fuentes de incertidumbre son:

- la incertidumbre en la calibración;
- el error instrumental aleatorio a corto plazo;
- la deriva de calibración;
- la incertidumbre en la exposición o la incertidumbre en la fuente estática (automática).

Dado que las separaciones de seguridad de las aeronaves son fundamentales, estas incertidumbres se corrigen tanto como sea posible en el ADC. La incertidumbre en la fuente estática, que es una función de la ubicación de la sonda, del número de Mach y del peso de la aeronave, se determina de forma empírica durante la prueba de vuelo. La incertidumbre en la presión se deduce de las alturas comunicadas.

Una posible fuente de la demora de los datos con el sistema AMDAR se encuentra en el radioenlace entre la aeronave y el suelo. Este proceso de enlace se rige por normas internacionales, como ARINC 620, AOSFRS (Especificación de los requisitos funcionales de los programas informáticos a bordo para la AMDAR) o AAA, acrónimo de ACMS ACARS AMDAR (AMDAR del sistema de control del estado de la aeronave y del ACARS). En versiones anteriores de estas normas, las altitudes barométricas se comunicaban en cientos de pies, que a nivel de crucero equivalen a unos 1,5 hPa. Ello representa aproximadamente el 0,1% de la escala completa de medida de la presión. Con una exactitud instrumental que, en el mejor de los casos, alcanza 1 hPa, la incertidumbre en la presión estática a nivel de crucero que se deriva de la conversión de la altitud barométrica es de aproximadamente 2 hPa. Al nivel de referencia cero, la resolución equivale a alrededor de 3,7 hPa, lo cual da lugar a una incertidumbre de unos 4 hPa. En versiones recientes de los programas informáticos a bordo para la AMDAR, la altitud se comunica en decenas de pies, en cuyo caso, la incertidumbre debida al error relacionado con la codificación es inferior al resto de la incertidumbre en la medición. Las aeronaves equipadas con sistemas AMDAR cumplen las normas y los requisitos de la separación vertical mínima reducida (RVSM) conforme a lo establecido por las autoridades acreditadas en el marco de la gestión del tránsito aéreo. Las aeronaves deben mantener una incertidumbre relativa a la altitud de 50 m (160 ft), incluso en el intervalo de altitud de 30 000 a 40 000 ft. Por ende, la incertidumbre relativa a la presión tiene que estar comprendida en el intervalo de  $\pm 1,5$  hPa y el sistema de control de calidad de la línea aérea debe conservar este nivel de exactitud.

### 3.2.3 **Número de Mach**

El número de Mach ( $M$ , cociente entre la velocidad verdadera del aire y la velocidad del sonido en el aire libre) es un elemento importante en las operaciones de las aeronaves. En los sistemas AMDAR se emplea para corregir las mediciones de la temperatura y la velocidad del aire. En aire seco, la velocidad del sonido es proporcional a la raíz cuadrada de la temperatura absoluta (estática)  $T_s$ . El número de Mach depende solo de dos parámetros:

- a) la presión debida al choque  $q_c$  que miden los tubos de Pitot de la aeronave; y
- b) la presión estática  $p_s$  que se mide en lugares específicos del lado del fuselaje de la aeronave:

$$M^2 = \frac{2}{\kappa - 1} \left[ \left( \frac{q_c + p_s}{p_s} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right] \quad (3.5)$$

donde  $q_c + p_s$  es la presión total y  $\kappa$  es la razón entre los calores específicos del aire seco ( $C_p/C_v$ ).

Para más detalles, véanse los textos de referencia sobre aerodinámica de las aeronaves, como Abbott y von Doenhoff (1959) y Dommasch y otros (1958).

### 3.2.3.1 ***Incertidumbre de la medición***

La incertidumbre de la medición se establece prácticamente en su totalidad por la incertidumbre de las mediciones básicas de la presión. En operaciones normales, la incertidumbre en el número de Mach calculado debería ser inferior al 0,2%.

## 3.3 **TEMPERATURA DEL AIRE**

### 3.3.1 **Sonda de la temperatura del aire total**

La sonda TAT está expuesta a la corriente de aire libre y se utiliza para calcular la temperatura estática (de la corriente de aire libre). La medición exacta de la temperatura del aire es fundamental para el resto de elementos meteorológicos que de ella se derivan. Por ejemplo, se utiliza en el cálculo de la velocidad verdadera del aire y, por tanto, tiene un efecto sobre el cálculo de las componentes de la velocidad del viento. El ADC corrige la temperatura medida realmente por la sonda empleando el número de Mach calculado.

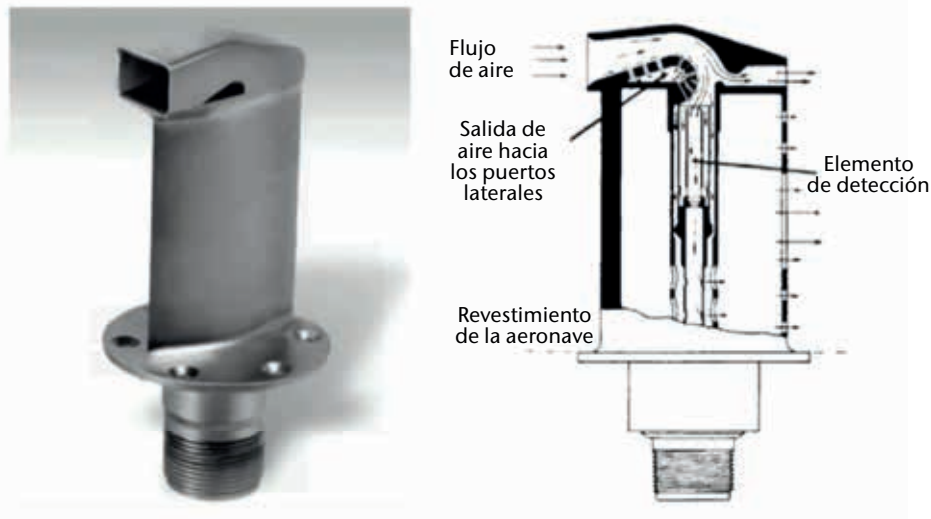
La mayoría de las aeronaves comerciales están equipadas con sondas TAT del tipo termómetro de inmersión. La figura 3.4 muestra un ejemplo típico. El elemento de detección es un termómetro de resistencia. La cubierta de protección está diseñada para alejar los hidrometeoros de nubes y precipitaciones de dicho elemento, aunque se ha documentado (Lawson y Cooper, 1990) que este se humedece con las nubes cumuliformes. No obstante, las partículas aerodinámicas se separan principalmente para proteger el elemento de los efectos abrasivos.

La parte importante del diseño de la cubierta de protección desde un punto de vista termodinámico es lograr la conversión adiabática casi completa de la energía cinética de la muestra de aire en energía interna. La velocidad del aire debe reducirse a un remanente de unos metros por segundo en el sensor. En esta ubicación, la corriente de aire que entra en contacto con el elemento sensible no debe haber tenido un intercambio térmico con las paredes interiores. Por ello, todos los diferentes tipos de cubierta de protección de las sondas TAT están equipadas/ diseñadas con agujeros en las paredes que rodean el flujo de entrada. Dichos agujeros producen un efecto de succión aerodinámica que reduce la capa límite interna. Así, el intercambio térmico con la pared se mantiene en un nivel que sea lo suficientemente pequeño para que las mediciones sigan siendo exactas. Aunque el borde de la entrada de la cubierta de protección se calienta para descongelarse, el aumento relacionado con la temperatura medida es inferior a 0,5 K cuando  $M > 0,3$ .

La temperatura ( $T_r$ ) medida por la sonda toma un valor próximo al valor teórico de  $T_t$  que tendría lugar con una compresión adiabática perfecta de la corriente de aire libre en un punto de remanso ideal en términos aerodinámicos. La temperatura del aire estática  $T_s$ , que es la temperatura de la corriente de aire libre, se relaciona con la temperatura medida  $T_r$  mediante la siguiente expresión (con  $T$  como temperatura absoluta):

$$\frac{T_r}{T_s} = 1 + \lambda \cdot \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2 \quad (3.6)$$





**Figura 3.4. Ejemplo típico de sensor termométrico de aeronave: sonda de la temperatura del aire total. El diseño aerodinámico interno permite que el flujo se estanque antes de entrar en contacto con el sensor. La capa límite interna conexa se mantiene en un nivel lo suficientemente pequeño y alejada del elemento de detección para facilitar un proceso adiabático puro. La curvatura del flujo sirve para separar las partículas.**

donde  $\lambda$  es el factor de recuperación de la sonda. Las sondas TAT modernas muestran valores típicos del factor de recuperación de la sonda de alrededor de 0,98 con respecto a los números de Mach comprendidos entre 0,5 y 0,9. Se incluyen principalmente el efecto de estancamiento incompleto de aire y, en segundo lugar, el de una pequeña termotransmisión de fricción al flujo que se someterá a muestreo. El valor de este coeficiente es ligeramente inferior a 1. No solo depende del diseño de la cubierta de protección, sino también del número de Mach. En crucero, con un número de Mach de 0,85, la temperatura de la sonda es mayor que la temperatura ambiente por más de 30 K.

En Stickney y otros (1990) puede encontrarse información más detallada sobre las sondas TAT.

### 3.3.1.1 ***Incertidumbre de la medición***

La temperatura estática es una función de la temperatura de la sonda y del número de Mach. Como se ha indicado antes, el número de Mach se obtiene a partir de la presión total y de la presión estática, siendo estas medidas independientes del tubo de Pitot estático. Por tanto, la incertidumbre de la medición es una función de tres fuentes de error, además de las incertidumbres en la calibración y otros efectos (por ejemplo, el deshielo en la sonda).

La incertidumbre en la temperatura es de aproximadamente 0,4 °C para un número de Mach de 0,8 y se reduce a 0,3 °C para números de Mach menores. En la primera versión de los programas informáticos a bordo de la norma ARINC 620, la temperatura tenía una resolución de 1 K. Desde 1994, se ha determinado que se cifre en 0,1 K. Si el sensor se humedece dentro de una nube, se enfriará posteriormente por evaporación, dando lugar a incertidumbres adicionales de hasta 3 °C aproximadamente. A velocidades del aire muy bajas (por ejemplo, antes del despegue), el flujo de aire en el sensor puede ser insuficiente para mantener la exactitud de la medición. Algunas aeronaves utilizan sensores aspirados para remediar este problema. Por lo general, los programas informáticos a bordo deberían configurarse de manera que la transferencia de datos no se inicie antes del despegue. A pesar de la complejidad del procesamiento de datos requerido, la experiencia práctica sugiere que la incertidumbre en la temperatura media a nivel de crucero es de aproximadamente 1 K.



### 3.4 VELOCIDAD Y DIRECCIÓN DEL VIENTO

La medición del vector viento tridimensional utiliza datos procedentes del sistema de navegación de la aeronave (la combinación completa o un subconjunto de ayuda a la navegación por radio, la plataforma inercial, la brújula magnética y el GPS) y del sistema de la velocidad del aire (un computador de datos de aire que usa el sistema de Pitot estático más una sonda TAT). Utilizado esos datos se puede calcular con un alto grado de exactitud la velocidad ( $V_g$ ) de la aeronave, la velocidad terrestre con respecto a la Tierra y la velocidad de la aeronave con respecto al aire ( $V_a$ , velocidad verdadera del aire). Por tanto, el vector viento ( $V$ ) viene dado por el triángulo de vectores:

$$\vec{v} = \vec{v}_g - \vec{v}_a \quad (3.7)$$

Los vectores  $\vec{v}_g$  y  $\vec{v}_a$  deben medirse con exactitud dado que los vientos horizontales típicos son pequeños (alrededor de 10 m/s) en comparación con la velocidad de la aeronave respecto al suelo y con la velocidad verdadera del aire (200 a 300 m/s). En los primeros sistemas AMDAR para la navegación a gran distancia, la velocidad respecto al suelo se obtenía únicamente de los sistemas de navegación inercial sin ningún apoyo de sistemas de ayuda a la navegación terrestres ni GPS. En ocasiones, esto puede haber reducido la exactitud del vector velocidad terrestre y el vector viento en algunos metros por segundo. Ello se ha mejorado con los modernos sistemas de navegación multisensor para producir datos operativos de calidad (Servicio Meteorológico de Canadá, 2003). No obstante, la solución tridimensional del vector (ecuación 3.7) requiere las medidas de cabeceo, balanceo y guiñada de la aeronave, así como del ángulo de ataque y de deslizamiento lateral (figura 3.5). Al nivel de vuelo normal, el cabeceo y el ángulo de balanceo son muy reducidos y pueden ignorarse. En el sistema a bordo de una aeronave comercial, el triángulo de vectores viento se calcula únicamente en el plano X-Y del sistema de coordenadas terrestres y los ángulos de ataque y de deslizamiento lateral no son objeto de medición.

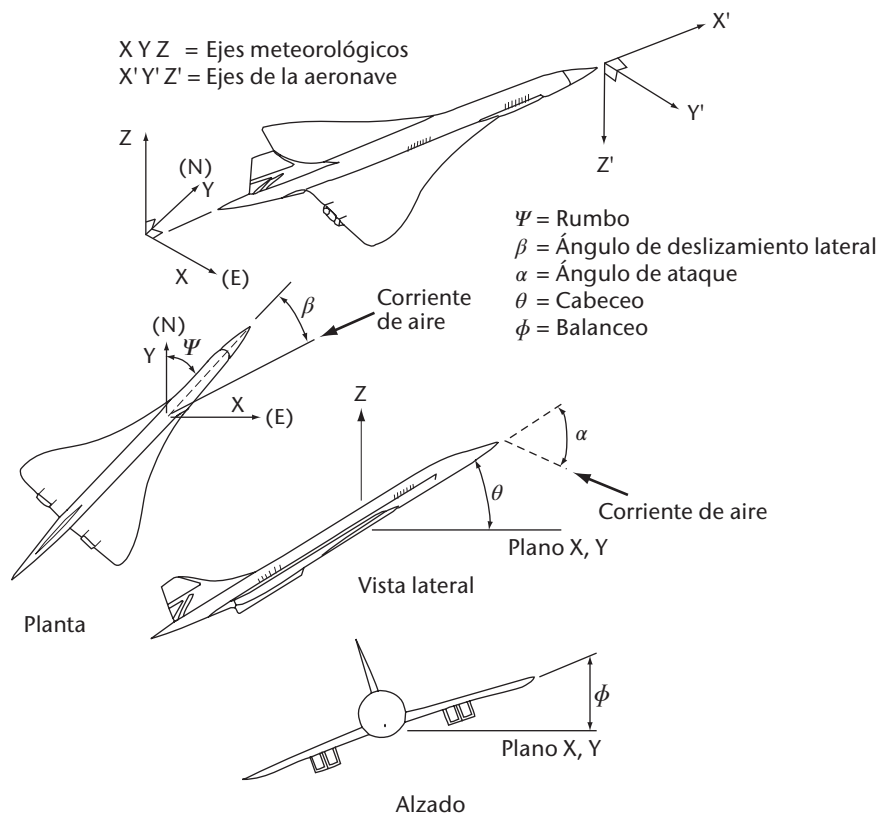


Figura 3.5. Ángulos entre la aeronave y el sistema de coordenadas terrestres así como la corriente de aire

Los datos de entrada requeridos se reducen entonces a la velocidad verdadera del aire, el rumbo y la velocidad respecto del suelo. El rumbo y la velocidad respecto del suelo se toman del sistema de navegación. La velocidad verdadera del aire debe calcularse a partir del número de Mach y de la  $T_s$ . Las componentes del viento horizontal ( $u$ ,  $v$ ) son los siguientes:

$$u = u_g - |\bar{v}_a| \cdot \sin \Psi \quad (3.8)$$

$$v = v_g - |\bar{v}_a| \cdot \cos \Psi \quad (3.9)$$

donde  $|\bar{v}_a|$  es la magnitud de la velocidad verdadera del aire;  $\Psi$  es el rumbo con respecto al norte verdadero, en sentido dextrorso; y  $u_g$  y  $v_g$  son las componentes de la velocidad respecto al suelo.

### 3.4.1 Incertidumbre de la medición

La velocidad verdadera del aire es una función del número de Mach y de la  $T_s$  (SAT en la figura 3.1):

$$|\bar{v}_a| = 38,867 \cdot M \cdot \sqrt{T_s} \quad (3.10)$$

$$|\bar{v}_a| = 38,867 \cdot M \cdot \sqrt{\frac{T_r}{1 + 0,194 \cdot M^2}} \quad (3.11)$$

Dado que existen incertidumbres tanto en el número de Mach como en la  $T_s$ , la incertidumbre total en la magnitud de la velocidad verdadera del aire viene dada por:

$$\Delta |\bar{v}_a| = 38,867 \cdot \Delta M \cdot \sqrt{T_s} + \frac{19,433 \cdot M \cdot \Delta T_s}{\sqrt{T_s}} \quad (3.12)$$

donde  $|\bar{v}_a|$  viene expresada en nudos y  $T_s$ ,  $T_r$  en kelvines; y  $\Delta M$  es la incertidumbre en el número de Mach; y  $\Delta T_s$ , la incertidumbre en la temperatura estática.

Obsérvese, a partir de la ecuación 3.5, que la incertidumbre en el número de Mach depende de la incertidumbre de las mediciones de presión. A menos que existan errores importantes de temperatura, la incertidumbre en el número de Mach puede ser la más significativa. Por ejemplo, con una incertidumbre en el número de Mach del 0,2% a nivel de crucero, la incertidumbre en la velocidad del aire es del orden de 1 nudos (0,5 m/s). Por lo tanto, sin ninguna incertidumbre proveniente del sistema de navegación, se prevé una incertidumbre en el vector viento de hasta 0,5 m/s. Cabe señalar, sin embargo, que los errores grandes de temperatura darán lugar a errores grandes del viento.

La incertidumbre en la velocidad verdadera del aire se añade a la incertidumbre proveniente de la unidad de referencia inercial. En los cálculos básicos se presume la alineación perfecta de la aeronave con la corriente de aire (sin ángulo de deslizamiento lateral) y la ausencia de balanceo, así como el ajuste perfecto de la plataforma inercial. Con ángulos elevados de balanceo, la incertidumbre en el vector viento, que es proporcional a la velocidad verdadera del aire, puede ser importante. Los ángulos de balanceo de 10 a 20 grados implican que el ángulo verdadero de ataque tenga una desviación angular respecto de la velocidad verdadera del aire de un par de metros por segundo. En consecuencia, es habitual excluir los datos del viento o, por lo menos, marcarlos cuando el ángulo de balanceo es superior a cierto umbral (normalmente entre 3 y 5 grados). A velocidades del viento bajas, la incertidumbre en el vector puede originar errores grandes en la dirección del viento. Por lo tanto, teniendo en cuenta todas las fuentes de incertidumbre indicadas anteriormente y combinando la incertidumbre en la velocidad y la dirección del viento como incertidumbre en el vector, una indicación más útil sugeriría una incertidumbre típica de 4 a 6 nudos (2 a 3 m/s). Estas estimaciones están en consonancia con lo encontrado en la práctica (véase, por ejemplo, Nash, 1994).

### 3.5 HUMEDAD

En aeronaves comerciales de investigación u operativas se usan diversos principios de los sensores para medir la humedad. La gama de tecnologías abarca la absorción-capacitancia, los espejos enfriados y los métodos ópticos basados en la absorción o la dispersión. El instrumento que se usa con más frecuencia en las operaciones AMDAR es uno basado en un láser de diodo ajustable (May, 1998; Fleming, 2000 y 2003), el Sistema de detección del vapor de agua (WVSS-II). El Laboratorio de Investigación sobre la Propulsión de la Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio (NASA) diseñó inicialmente la tecnología de espectroscopía de absorción del láser de diodo ajustable para su uso en misiones enviadas a Marte, pues ofrecía una alta precisión y una extrema estabilidad de medición durante muchos años. El WVSS-II se ha diseñado específicamente para su uso en la aviación comercial en apoyo al sistema AMDAR, empleando un método especial relativo de absorción de banda estrecha en una raya infrarroja apropiada del vapor de agua. La intensidad de la radiación en el detector se relaciona con la radiación emitida según la ley de Beer, de modo que:

$$I = I_0 \cdot e^{-kx\rho_w} \quad (3.13)$$

donde  $I$  es la señal recibida;  $I_0$  es la señal transmitida;  $k$  es el coeficiente de atenuación de masa;  $x$  es la longitud del camino óptico; y  $\rho_w$  es la humedad absoluta (densidad de vapor de agua) en el volumen de detección.  $I_0$ ,  $k$  y  $x$  son propiedades conocidas del sistema. Gracias a una medición de la presión y la temperatura a nivel local, el sistema puede tener en cuenta la densidad del aire seco  $\rho_d$ . La absorción se explora sobre una banda estrecha de longitudes de onda alrededor de la línea de  $H_2O$  a  $1,37 \mu m$ . La humedad absoluta en el volumen de muestreo se obtiene empleando el método 2f (May y Webster, 1993). La programación fija del sistema convierte finalmente la señal 2f sin procesar junto con la medición coincidente de la temperatura y la presión en el parámetro de salida adecuado, la razón de mezcla del vapor de agua,  $m$ :

$$m = \frac{\rho_w}{\rho_d} \quad (3.14)$$

El sistema del sensor es lo suficientemente pequeño para una integración manejable en la aeronave comercial. Salvo durante posibles transiciones de fase,  $m$  se conserva durante el cambio de presión y temperatura de afuera hacia la sonda del sensor. El valor generado de la razón de mezcla es apropiado para comunicar información sin conocer los valores de la presión o la temperatura a nivel local. Esto también es útil en los modelos numéricos de la atmósfera que hacen uso de la humedad específica (que, numéricamente, es casi indistinguible de  $m$ ) como variable de entrada.

#### 3.5.1 Incertidumbre de la medición

Hasta 2012, algunas evaluaciones de cámaras climáticas, así como los vuelos de prueba de este sistema espectrométrico de medición de la humedad, han revelado dos características del rendimiento del instrumento: en el caso de los valores de medición superiores al límite de detección de unos  $4 \text{ mg/m}^3$ , la incertidumbre relativa es del orden de un  $\pm 10\%$ . A una altitud de  $200 \text{ hPa}$ , el límite de detección correspondiente en la razón de mezcla es de  $0,02 \text{ g/kg}$  (o  $30 \text{ ppmv}$ ). La comparación de este método basado en aeronaves con radiosondas contemporáneas (véase, por ejemplo, Petersen y otros, 2011), muestra que el sensor parece responder a las necesidades de observación de la OMM en todas las gamas de humedad específica y humedad relativa, tanto en la ascensión como en el descenso.

### 3.6 TURBULENCIA

La turbulencia, especialmente la turbulencia en aire claro (turbulencia en ausencia de nubes), es un fenómeno importante y potencialmente peligroso en aviación. Aunque en las operaciones comerciales rutinarias las rutas de vuelo están diseñadas para evitar la turbulencia, es inevitable que las aeronaves experimenten sacudidas imprevistas, pero la desviación respecto del nivel de vuelo establecido puede medirse con los instrumentos de a bordo.

### 3.6.1 Turbulencia derivada de la aceleración vertical

La aceleración vertical (perpendicular al plano de referencia horizontal de la aeronave) se mide en la unidad de referencia inercial. La salida de datos se referencia y ajusta a la aceleración debida a la gravedad, y puede clasificarse del modo indicado en el cuadro que figura más abajo. Sin embargo, la intensidad de la turbulencia que afecta a una aeronave depende principalmente de la velocidad del aire, de la masa de la aeronave, de la altitud y de la naturaleza de la propia turbulencia. Por tanto, los informes de turbulencia procedentes de una aeronave derivados de la aceleración máxima según las relaciones aproximadas indicadas en el cuadro son de aplicación limitada y dependen del tipo de aeronave, pues una ráfaga dada tendrá diferentes efectos en diferentes aeronaves.

#### Ejemplo de cifrado de la escala de turbulencia, definida por la aceleración máxima

Categoría de turbulencia	Aceleración máxima <sup>a</sup>	Clave
Ninguna	Menos de 0,15 g	0
Ligera	0,15 g a menos de 0,5 g	1
Moderada	0,5 g a 1,0 g	2
Fuerte	Más de 1,0 g	3

a Estas aceleraciones, que pueden ser positivas o negativas, son desviaciones de la aceleración normal de la gravedad (1,0 g).

#### 3.6.1.1 Incertidumbre de la medición

Existen dos fuentes principales de incertidumbre en los instrumentos a bordo de una aeronave, a saber, la incertidumbre "cero" o incertidumbre de referencia, y la incertidumbre obtenida por calibración (medición). Para la mayoría de las aeronaves, el valor de referencia nominal es +1,0 g, pero este puede variar normalmente en un 3%. Esta incertidumbre puede prácticamente eliminarse mediante corrección cuando la aeronave se encuentra en tierra, dejando una incertidumbre residual (incluyendo la medida) de aproximadamente el 3% de la medición (Sherman, 1985).

### 3.6.2 Velocidad de las ráfagas verticales equivalentes derivadas

Un indicador de turbulencia alternativo es la velocidad de la ráfaga vertical equivalente derivada (DEVG), definida como la velocidad de las ráfagas verticales instantáneas que, superpuesta a un viento horizontal constante, produciría la aceleración medida de la aeronave. El efecto de una ráfaga sobre una aeronave depende de la masa y de otras características, pero estas últimas pueden considerarse de manera que permitan calcular la velocidad de ráfaga independientemente de la aeronave. La ráfaga vertical equivalente derivada viene dada por (Sherman, 1985):

$$U_{de} = \frac{Am\Delta n}{V_c} \quad (3.15)$$

donde  $U_{de}$  es la velocidad de la ráfaga equivalente derivada;  $\Delta n$  es el módulo de la desviación máxima de la aceleración vertical de la aeronave respecto de 1 g en unidades de gravedad;  $m$  es la masa total;  $V_c$  es la velocidad del aire calibrada en el momento de producirse la aceleración máxima, y  $A$  es un parámetro que depende del tipo de aeronave y, en mucha menor medida, de la masa, de la altitud y del número de Mach.

#### 3.6.2.1 Incertidumbre de la medición

Se ha estimado la incertidumbre en cada uno de los elementos que contribuyen a  $U_{de}$ . Esta suele ser de menos de un 3% para cada elemento en un nivel de vuelo normal y, en casos extremos,

podría haber una incertidumbre total de entre el 10% y el 12%. Suponiendo una distribución aleatoria de errores, la incertidumbre típica sería del 3% o 4% del valor final de  $U_{de}$ . Las maniobras de las aeronaves pueden provocar también importantes aceleraciones verticales en la aeronave e, inversamente, las técnicas de control activas pueden amortiguar la aceleración provocada por las ráfagas, lo cual podría llevar a subestimar de forma significativa la velocidad de las ráfagas verticales.

### 3.6.3 Tasa de disipación de la turbulencia

La tasa de disipación de la turbulencia,  $\varepsilon$ , es un parámetro que cuantifica la intensidad de la turbulencia dentro de un fluido. En el contexto de la turbulencia de las aeronaves, es común usar  $\varepsilon^{1/3}$  para referirse a la tasa de disipación de la turbulencia (EDR). La ventaja de la EDR es que es una medida de la intensidad de la turbulencia atmosférica independiente de la aeronave. Existen varias formas de estimar la EDR (en función del acelerómetro o del viento), lo cual puede realizarse, en principio, a lo largo de cualquier dirección (aunque suele utilizarse o bien la vertical o bien la longitudinal (en el sentido de la trayectoria)). Asimismo, existen distintos modelos espectrales de turbulencia que pueden usarse en el caso de cualquier algoritmo:

$$F_v(f) = \frac{9\pi}{55V_t} \alpha \varepsilon^{2/3} L^{5/3} \frac{(1 + \frac{32}{3} \pi^2 L^2 f^2 / V_t^2)}{(1 + 4\pi^2 L^2 f^2 / V_t^2)^{11/6}} \quad (3.16)$$

La ecuación 3.16 es el modelo espectral de von Kármán, donde  $f$  es la frecuencia, expresada en hercios,  $V_t$  es la velocidad verdadera de la aeronave, expresada en metros por segundo,  $\alpha$  es una constante empírica (que en este caso se supone que es 1,6), y  $L$  es un parámetro de escala de longitud de la turbulencia.

$$F_k(f) = \frac{24\pi}{55V_t} \alpha \varepsilon^{2/3} (2\pi f / V_t)^{-5/3} \quad (3.17)$$

La ecuación 3.17 es el modelo espectral de Kolmogorov, que es precisamente el límite de alta frecuencia del modelo de la ecuación 3.16. Ambos modelos tratan de describir la forma espectral de la potencia de frecuencia de los datos sobre el viento. El modelo de von Kármán representa mejor escalas más grandes, especialmente de la velocidad vertical, aunque ello resulta más complicado e incluye la escala de longitud en función de la situación  $L$ , además de la EDR (al cuadrado). Las mediciones de las aeronaves de investigación han mostrado valores de  $L$  comprendidos aproximadamente entre 300 y 2 000 m. En la mayoría de las implementaciones de algoritmos realizadas hasta la fecha, se ha empleado el valor medio del intervalo de 669 m.

#### 3.6.3.1 Tasa de disipación de la turbulencia basada en el acelerómetro vertical

Este método, descrito en Cornman y otros (1995), se basa en el parámetro de aceleración vertical que puede obtenerse del sistema de navegación inercial. En el caso de este método se usa la relación siguiente (Cornman y otros, 1995, ecuación 21):

$$\varepsilon_w^{1/3} = \frac{\hat{\sigma}_{\ddot{z}}}{\left[0,7V_t^{2/3}I(f_l, f_h)\right]^{1/2}} \quad (3.18)$$

donde  $\hat{\sigma}_{\ddot{z}}$  es la varianza de la aceleración vertical filtrada por el paso de banda,  $I$  es la integral de la función  $H$  filtrada por el paso de banda de la respuesta de la aeronave, y:

$$I(f_l, f_h) = \int_{f_l}^{f_h} |H_{\ddot{z}w}(f)|^2 \hat{S}_w(f) df \quad (3.19)$$

donde  $\hat{S}_w$  es el modelo espectral de Kolmogorov hipotético en que  $\varepsilon = 1$ . El modelo de von Kármán podría sustituirse por el de Kolmogorov. En la implementación actual,  $f_l$  (el límite de la banda de rechazo) y  $f_h$  (el límite de la banda de paso) se fijan en 0,1 Hz y 0,8 Hz, respectivamente. La finalidad del filtro de paso de banda es eliminar las aceleraciones debidas a las maniobras de las aeronaves y a las frecuencias del modo de flexión de las alas, en lugar de la turbulencia.

La integral de respuesta de la aeronave se evalúa para una serie de condiciones de vuelo y se almacena en las tablas de búsqueda de forma que se simplifican y reducen las necesidades de cálculo a bordo. El algoritmo calcula la media cuadrática móvil de la señal filtrada en ventanas de 10 segundos. A una frecuencia de muestreo de 8 Hz, se obtienen 480 estimaciones por minuto de la EDR, cuya mediana y 90° percentil (denominado el “máximo”) se usan para los enlaces descendentes. Los resultados de medición de la EDR se convierten en cifras de notificación utilizando tablas que son mucho más detalladas que la que figura en la sección 3.6.1. En *Aircraft Meteorological Data Relay (AMDAR) Reference Manual* (OMM, 2003) figuran amplias descripciones de dichas tablas.

### 3.6.3.2 **Tasa de disipación de la turbulencia basada en vientos verticales**

Esta técnica se describe brevemente en Cornman y otros (2004). La idea principal consiste en calcular directamente los vientos verticales para luego estimar la EDR a partir de estos cálculos. Este método ofrece la ventaja de que no se necesita la función de respuesta de la aeronave, que es difícil de obtener debido a su carácter reservado.

$$w = V_T (\sin \alpha_b \cos \theta \cos \varphi - \cos \alpha_b \sin \theta) - \dot{Z} \quad (3.20)$$

En la ecuación anterior, que se usa para calcular los vientos verticales,  $\alpha_b$  es el ángulo de ataque del eje de la estructura,  $\theta$  es el ángulo de cabeceo,  $\varphi$  es el ángulo de balanceo, y  $\dot{Z}$  es la velocidad vertical inercial. La EDR se calcula de la siguiente manera:

$$\hat{\varepsilon}^{1/3} = \left[ \frac{1}{k_h - k_l + 1} \sum_{k=k_l}^{k_h} \frac{S^w(k)}{\hat{S}_w(k)} \right]^{1/2} \quad (3.21)$$

donde  $k_l$  and  $k_h$  son los límites de índice correspondientes a los límites de frecuencia de 0,5 y 3,5 Hz (respectivamente) para las actuales implementaciones de 8 Hz,  $S^w$  es el espectro de potencia de  $w$  (ecuación 3.20) después del procesamiento de la serie temporal, y  $\hat{S}_w$  es el modelo espectral de von Kármán hipotético, en que  $\varepsilon = 1$ , modificado para representar diversos artefactos de procesamiento de señales en  $S^w$ .

En términos nominales, el algoritmo calcula la EDR ( $\varepsilon^{1/3}$ ) en ventanas de 10 segundos, cada 5 segundos. Con ello se obtienen 12 estimaciones por minuto de la EDR, cuya media y máximo reales se usan para los enlaces descendentes. Las EDR media y máxima, junto con los parámetros de control de calidad, se convierten en cifras de notificación utilizando la codificación (véase la sección 5.3.13.5 de ARINC, 2012). La precisión comunicada tanto de la EDR media como de la EDR máxima es de 0,02, que es considerablemente más alta que la indicada en el método basado en el acelerómetro.

### 3.6.3.3 **Tasa de disipación de la turbulencia basada en la velocidad verdadera del aire**

Esta técnica es similar a la EDR basada en vientos verticales (sección 3.6.3.2), con la salvedad de que los modelos espectrales son ligeramente distintos y se usa la velocidad verdadera del aire en lugar de  $w$ . La ventaja de este método es que resulta más fácil de implementar, al necesitar solo un parámetro. La desventaja que tiene es que estima la EDR principalmente en la dirección a lo largo de la trayectoria, lo cual ejerce un efecto mucho menor en la aeronave que la turbulencia en la dirección vertical.

### 3.6.3.4 **Incertidumbre de la medición**

Al igual que en la DEVG, en la EDR existe un gran número de fuentes que contribuyen a la incertidumbre en la medición. A partir del análisis de la DEVG, con el método basado en el acelerómetro cabe esperar una incertidumbre aproximada del 5% al 10% en la media y, un tanto mayor, en el del máximo. Teniendo en cuenta las simulaciones, se prevé un rendimiento similar en el caso de los demás algoritmos de la EDR. Surge una complicación adicional como consecuencia de la elección del intervalo de muestreo y del período de promediado. El análisis de



series temporales típicas de datos de aceleración vertical a menudo revela una alta variabilidad de las propiedades estadísticas en distancias cortas. Las variaciones en la velocidad del aire de una sola aeronave alteran las distancias de muestreo.

### 3.6.3.5 **Relación entre la tasa de disipación de la turbulencia y la velocidad de la ráfaga vertical equivalente derivada**

Se han efectuado comparaciones detalladas *in situ* (Stickland, 1998) entre la EDR basada en el acelerómetro y la DEVG que han revelado una alta correlación entre los valores máximos de la EDR y de la DEVG para los mismos episodios de turbulencia. Este resultado debería preverse, ya que la EDR basada en el acelerómetro es directamente proporcional a la desviación típica de la aceleración vertical en el intervalo de medición escogido. Por lo tanto, para una distribución "normal", el valor extremo estará estrechamente correlacionado con la ráfaga vertical máxima (proporcional a la desviación máxima de la aceleración vertical). Obviamente, esta relación no se aplicará a un episodio único que no esté comprendido en la distribución considerada, y el filtro de la EDR limitado a 0,8 Hz podría atenuar excesivamente episodios de ráfagas muy intensos. En el caso del método basado en vientos verticales y del método basado en la velocidad verdadera del aire, se aplican pocos filtros, además de que no se ven considerablemente afectados por este último problema.

## 3.7 **ENGELAMIENTO**

Varios tipos de sensores pueden detectar la formación de hielo en la superficie de las aeronaves. Actualmente se usan los dos tipos siguientes de sensores:

- a) sensores capacitivos de película fina adheridos al perfil del ala;
- b) sensores mecánicos (transductores de vibración) expuestos a la corriente de aire en una sonda instalada junto a la superficie apropiada de la aeronave.

### 3.7.1 **Incertidumbre de la medición**

La señal de salida de ambos sensores es básicamente del tipo "hielo" o "no hielo", y la incertidumbre se podría definir por la tasa de falsas alarmas. En la actualidad no se dispone de datos sobre la tasa de falsas alarmas de estos sensores.

## 3.8 **SISTEMAS DE OBSERVACIÓN DESDE AERONAVES**

Hay varios sistemas de observación desde aeronaves que están en funcionamiento. Actualmente, el sistema AMDAR es la principal fuente de observaciones desde aeronaves en el Sistema Mundial de Telecomunicación. No obstante, hay nuevas observaciones de ese tipo provenientes de otros sistemas de observación desde aeronaves que aportan contribuciones importantes y, según lo previsto, proporcionarán mayores volúmenes de datos en el futuro.

Se han desarrollado o están desarrollando varios sistemas similares al AMDAR que proporcionarán mejor cobertura global y aumentarán el número de observaciones en la capa límite y en la troposfera inferior. Se está poniendo cierto énfasis en la incorporación de aeronaves regionales y de aviación general más pequeñas a fin de instalar en ellas sistemas AMDAR convencionales o sistemas de sensores y de comunicación específicos. Estas aeronaves operan desde aeropuertos de menor tamaño que normalmente no están cubiertos por las aeronaves de las líneas aéreas que envían informes AMDAR y participan en los programas AMDAR a nivel nacional y regional.

### 3.8.1 **Retransmisión de datos meteorológicos de aeronaves**

El sistema de observación AMDAR debería utilizarse conforme a las especificaciones y normas de la OMM (OMM, 2013). En la actualidad, el sistema AMDAR se basa en el sistema de direccionamiento e informe para comunicaciones de aeronaves (ACARS) y depende casi exclusivamente de este. Los sistemas AMDAR comunican los datos en modo perfilador (durante el ascenso o descenso) y durante el vuelo horizontal a la altitud de crucero.

Para obtener más información sobre los requisitos reglamentarios relativos al establecimiento y funcionamiento de un programa AMDAR y a la obtención de otras observaciones desde aeronaves, consúltese la sección 2.5 de la parte III del *Manual del Sistema Mundial de Observación* (OMM, 2010a) y la sección 3.4 de la parte III de la *Guía del Sistema Mundial de Observación* (OMM, 2010b).

Para obtener información actual sobre los programas operativos AMDAR y otros recursos y material de orientación, visítese el sitio web del sistema AMDAR de la OMM: <http://www.wmo.int/amdar>.

### 3.8.2 **Notificación de datos meteorológicos troposféricos de a bordo**

#### 3.8.2.1 ***Aspectos generales del sistema de notificación de datos meteorológicos troposféricos de a bordo***

La notificación de datos meteorológicos troposféricos de a bordo (TAMDAR) es un sistema creado, desplegado y utilizado desde un punto de vista comercial que obtiene y vende datos meteorológicos provenientes de la sonda de detección y comunicaciones que casi no depende de la aeronave. A diferencia del sistema de observación AMDAR de la OMM, en el sistema TAMDAR se hace hincapié en equipar principalmente los portadores regionales, ya que esos vuelos suelen: i) dirigirse hacia ubicaciones más remotas y diversas, y ii) tener una menor duración, por lo que producen diariamente más perfiles verticales y permanecen en la capa límite más tiempo. Aunque la TAMDAR es plenamente funcional y se realiza con regularidad por encima de 40 000 ft, la aeronave que contiene habitualmente el sensor suele volar por debajo de 25 000 ft.

El sistema TAMDAR permite recopilar mediciones de humedad relativa, presión, temperatura, vientos, engelamiento y turbulencia, junto con la ubicación, el tiempo y la altitud geométrica correspondientes, a partir de un GPS incorporado. Dichos datos se retransmiten vía satélite en tiempo real a un centro de operaciones de la red terrestre, en que se realizan procedimientos de control de calidad en línea antes de la distribución. La calidad general de los datos sobre temperatura y humedad es similar a la de las radiosondas (Gao y otros, 2012). Las observaciones de viento se obtienen de forma similar a las de los vientos típicos con el sistema AMDAR, empleando el rumbo de la aeronave, la velocidad verdadera del aire y el vector trayectoria en tierra, que proporciona la unidad interna de GPS.

El sensor TAMDAR obtiene muestras de un intervalo basado en la presión durante la ascensión y el descenso, así como de un intervalo temporal a nivel de crucero, que también varía con la altitud desde 3 minutos en altitudes inferiores hasta 7 minutos en altitudes superiores. Actualmente, durante la ascensión y el descenso, el sensor envía información cada 10 hPa. Con todo, ello puede reducirse a distancia en tiempo real hasta 1 hPa (~30 ft), dependiendo de la velocidad de ascensión y descenso. Durante el crucero, si algún parámetro supera un umbral establecido, el sensor enviará un informe personalizado, de manera que los vuelos turbulentos a través de las cimas de las nubes generarán muchas más observaciones que una aeronave en crucero a mayor altitud en cielos despejados.

#### 3.8.2.2 ***Humedad relativa y temperatura***

El sistema TAMDAR utiliza dos dispositivos de detección capacitiva a efectos de redundancia para medir la humedad relativa. El parámetro físico fundamental al que responde la tecnología de detección capacitiva de la TAMDAR es la densidad de las moléculas de H<sub>2</sub>O. La humedad relativa

es un parámetro derivado, que tiene en cuenta la temperatura y la presión. Se ha agregado a los dispositivos un filtro personalizado de membrana hidrófoba, lo cual aumenta considerablemente la fiabilidad y exactitud, impidiendo el humedecimiento directo del elemento de detección (véase Mulally y Braid, 2009).

El valor de humedad relativa comunicado es un valor de “consenso” entre los dos dispositivos que determina un algoritmo en el sistema de procesamiento en tierra descrito en Anderson (2006). El sistema considera el valor y la calidad de cada salida del sensor. Normalmente, si ambos sensores comunican valores similares, el valor de consenso es simplemente el promedio de ambos. Si los sensores no concuerdan en más del 5% y se determina que uno de ellos es defectuoso empleando los métodos descritos en Anderson (2006) y Gao y otros (2012), el valor del sensor desviado se marca y no se emplea en el cálculo de la humedad relativa media.

Se deben aplicar determinadas correcciones en la humedad relativa real que el sensor comunica. Las correcciones básicas se deben al calentamiento por efecto del número de Mach y a la diferencia de presión de aire entre las condiciones ambientales y las observadas por el sensor. La humedad relativa de una partícula de aire con una determinada concentración de vapor de agua es función tanto de la temperatura como de la presión. Hay cuatro factores principales que contribuyen a la incertidumbre en la medición de la humedad relativa verdadera que se hace en la TAMDAR:

- la incertidumbre de medida del propio sensor de humedad relativa ( $\Delta RH$ );
- la incertidumbre de la temperatura de la sonda TAMDAR ( $T_{sonda}$ ), por medio de un dispositivo térmico de resistencia de platino;
- la incertidumbre de medida de la temperatura del aire estática objeto de cálculo ( $T_{estática}$ );
- la incertidumbre de medida de la relación entre la presión estática ( $P_{estática}$ ) y la presión del sensor de RH ( $P_{sonda}$ ).

El cálculo básico necesario para la humedad relativa estática es el siguiente:

$$RH_{estática} = RH_{sonda} \left( \frac{P_{estática}}{P_{sonda}} \right) \cdot \left( \frac{e_{s,sonda}(T_{sonda})}{e_{s,estática}(T_{estática})} \right) \quad (3.22)$$

donde  $RH_{estática}$  es la humedad relativa atmosférica,  $RH_{sonda}$  es la medición real de la humedad relativa obtenida del sensor de humedad relativa colocado en la sonda TAMDAR,  $P_{estática}$  es la presión estática del aire,  $P_{sonda}$  es la presión del aire en el sensor de humedad relativa colocado en la sonda,  $T_{sonda}$  es la temperatura de la cavidad de detección de la sonda,  $T_{estática}$  es la temperatura del aire estática,  $e_{s,sonda}$  es la presión saturante del vapor de la sonda con respecto al agua, y  $e_{s,estática}$  es la presión estática saturante del vapor con respecto al agua. La relación de la presión saturante es estrictamente una función de  $T_{sonda}$  y  $T_{estática}$  como se ha indicado antes. El cálculo de la relación de la presión ( $P_{estática}/P_{sonda}$ ) se ha obtenido de los datos provenientes de pruebas exhaustivas de túnel de viento (véanse Braid y otros, 2011, y Smith y otros, 2012).

La relación entre  $T_{sonda}$  (esencialmente, la temperatura recuperada) y  $T_{estática}$  es:

$$T_{sonda} = T_{estática} (1 + \lambda \cdot M^2) \quad (3.23)$$

donde  $M$  es el número de Mach y  $\lambda$  es una constante que equivale aproximadamente a 0,17. La medición real del sensor de humedad relativa es el valor verdadero más una incertidumbre en el sensor,  $\Delta RH$ , es decir:

$$RH_{sonda} = RH_{verdadera} + \Delta RH \quad (3.24)$$

La sustitución de la ecuación 3.24 en la ecuación 3.22 ilustra un problema que debe examinarse al emplear el método de humedad relativa. A medida que aumenta el número de Mach y disminuye la temperatura, la relación de la presión saturante ( $e_{s,sonda}/e_{s,estática}$ ) en esta última ecuación se incrementa rápidamente, por lo que el efecto de la incertidumbre en el sensor,  $\Delta RH$ , se amplifica. El sistema de procesamiento en tierra estima el error en la humedad relativa teniendo en cuenta la temperatura y el número de Mach. Este método se utiliza junto con

la exactitud conocida del sensor de humedad relativa y las exactitudes de temperatura para calcular una incertidumbre general en la humedad relativa, lo cual se comunica junto con el valor de dicha variable.

La escala de humedad relativa que experimentará el sensor de humedad relativa también se reduce debido al calentamiento por efecto del número de Mach. A grandes velocidades, la humedad relativa dentro de la sonda será en general inferior al 10% debido al calentamiento del aire por el mencionado efecto, el cual se corrige en el sistema TAMDAR mediante el proceso de calibración. Cada sensor de humedad relativa se caracteriza por varias condiciones de humedad relativa y temperatura. Los valores se eligen concretamente en condiciones sujetas a errores, en particular en condiciones frías y secas. Del proceso de calibración se obtiene la capacidad de medición de la humedad relativa, que es útil incluso a grandes altitudes. Cabe mencionar que una de las incidencias del calentamiento por efecto del número de Mach aporta beneficios. Dado que la respuesta del sensor capacitivo se desacelera a medida que se reduce la temperatura, la incidencia de dicho calentamiento mantiene el sensor de humedad relativa considerablemente más caliente que la temperatura ambiente, lo cual permite que el tiempo de respuesta sea mucho más corto que en otros casos.

### 3.8.2.3 ***Detección del engelamiento mediante el sistema TAMDAR***

El sensor TAMDAR detecta el engelamiento usando dos pares de diodos fotoemisores (LED) y fotodetectores (PD), cada uno con un valor de salida de tensión convertida de la forma analógica a la digital (AtDC) vinculado. Cuando un sensor TAMDAR registra condiciones en que hay presencia de engelamiento, el hielo se acumula sobre la superficie de la discontinuidad metálica en la zona comprendida entre los pares de LED y PD. A medida que aumenta el espesor de hielo, los haces de rayos infrarrojos se oscurecen, reduciendo los valores de AtDC de los pares de LED y PD por debajo de la mitad del valor nominal desbloqueado, lo cual produce una señal positiva de engelamiento dentro del sensor TAMDAR. Una vez confirmada la detección del hielo mediante algoritmos que verifican la coherencia del episodio con las condiciones ambientales del momento (es decir, temperatura y humedad relativa), se activan automáticamente los calentadores de la sonda TAMDAR para eliminar el hielo. Este proceso continúa hasta que los valores de tensión de los PD sean mayores que la mitad del valor nominal desbloqueado.

Todos los episodios de engelamiento que experimenta el sensor TAMDAR son objeto de seguimiento en el tren de datos con el uso de indicadores de engelamiento. Dichos indicadores permiten hacer un seguimiento del inicio del episodio de engelamiento, el momento en que se activaron los calentadores, el período de engelamiento continuo, el enfriamiento de la sonda y el momento en que ya no hay engelamiento. Los valores de AtDC de los pares de LED y PD, que se emplean para detectar la presencia o ausencia de engelamiento, se utilizan para calcular el contenido en agua líquida del sensor TAMDAR. A partir de la tasa de variación obtenida de la salida de tensión AtDC de la sonda TAMDAR se calcula la velocidad de acreción, sobre la base de la cual se obtienen los valores del contenido en agua líquida. La tasa de disminución temporal de los valores AtDC se emplea para calcular la intensidad de engelamiento o la tasa de acreción.

### 3.8.2.4 ***Detección de turbulencias mediante el sistema TAMDAR***

La turbulencia se comunica como una EDR y se basa en muestras de la velocidad verdadera del aire, que se calculan a partir de las presiones del tubo de Pitot y de los puertos estáticos y la temperatura de la TAMDAR. El informe incluye la EDR media y máxima, además del instante del valor máximo de cada período de 1 minuto. El algoritmo de turbulencia de la EDR es independiente de la configuración de la aeronave y de las condiciones de vuelo. Por consiguiente, no depende del tipo de aeronave ni de la capacidad de carga o de vuelo.

La metodología TAMDAR utiliza una estimación del viento longitudinal mediante el parámetro de velocidad verdadera del aire para calcular la EDR. La TAMDAR puede obtener dicha velocidad a través de dos fuentes: i) las mediciones de la TAMDAR del sensor de presión estática y de Pitot,

o ii) el bus de datos ARINC 429 de las aeronaves. Una vez que el sistema efectúa una medición de la diferencia entre la presión de Pitot y la estática, la medición se transmite a través de un filtro antes de calcular la velocidad verdadera del aire.

Se emplea el método MacCready para estimar la EDR teniendo en cuenta la pendiente prevista de espectros de potencia de  $-5/3$  derivada del modelo Kolmogorov de la señal de velocidad verdadera del aire. El filtrado del sensor de presión diferencial utiliza un filtro antialias Butterworth de paso bajo, con frecuencias de corte del cuarto orden de 5 Hz y 3 dB. La división en ventanas se completa antes de la transformación rápida de Fourier (FFT) para lograr que la medición sea más espectral (FFT de 64 puntos). La EDR se calcula cada 3 segundos usando un bloque de 6 segundos de datos sobre velocidad verdadera del aire de 10,67 Hz. Se puede sacar el promedio de los valores de la EDR si se desea obtener un resultado más fluido; por lo general, se utiliza un promedio de 6 segundos, pero los usuarios pueden configurar ese promediado para satisfacer sus necesidades. Asimismo, se emplea un filtro de control de la calidad.

### 3.9 OTROS SISTEMAS Y FUENTES DE OBSERVACIONES DESDE AERONAVES

#### 3.9.1 Vigilancia Dependiente Automática de la Organización de Aviación Civil Internacional

El desarrollo de los sistemas mundiales de navegación aérea está estrechamente relacionado con los avances en los sistemas de comunicación. Por tanto, el Sistema de navegación aérea del futuro (FANS) está asociado al desarrollo de un sistema de Vigilancia Dependiente Automática (ADS) que depende, a su vez, de las comunicaciones globales de aeronaves por satélite. El sistema mundial de comunicación de aeronaves se está trasladando a una red abierta dentro del proyecto de Red de telecomunicaciones aeronáuticas (Wells y otros, 1990). Esto permitirá agrupar los sistemas de muy alta frecuencia (VHF) y de comunicaciones comerciales por satélite (SATCOM) en una red abierta común.

La determinación satisfactoria de las rutas de las aeronaves comerciales bajo criterios meteorológicos, especialmente para proporcionar seguridad en los vuelos, minimizar el consumo de combustible y la fatiga de la estructura del avión y garantizar la comodidad de los pasajeros, requiere mayor exactitud en las predicciones aeronáuticas. Por tanto, los informes automáticos sobre la posición de las aeronaves para el ADS tienen en cuenta la inclusión de informes meteorológicos automáticos. Los datos que han de figurar en esos informes son esencialmente los mismos que los de los actuales sistemas AMDAR, lo cual permite la incorporación de la turbulencia y la humedad.

Los datos obtenidos del sistema de ADS-contrato (ADS-C) de la OACI se transmiten al Sistema Mundial de Telecomunicación de la OMM. Estos datos se ponen a disposición mediante el acuerdo establecido con la OACI, en virtud de lo enunciado en el capítulo 5 y el apéndice 4 del Anexo 3 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, *Servicio meteorológico para la navegación aérea internacional*. Los reglamentos de la OACI establecen que los centros de gestión del tránsito aéreo deben transmitir los mensajes ADS-C a los centros mundiales de pronósticos de área (WAFIC), que posteriormente se encargan de transmitir los datos al Sistema Mundial de Telecomunicación (véase el párrafo 4.11.4 de los *Procedimientos para los servicios de navegación aérea – Gestión del tránsito aéreo*, Doc. 4444 de la OACI).

#### 3.9.2 Sistemas nuevos y en desarrollo

##### 3.9.2.1 Vigilancia mejorada en Modo S

Las observaciones de viento y temperatura pueden deducirse también de los datos de vigilancia recopilados para el control de tránsito aéreo (ATC) usando un radar de vigilancia mejorada en Modo S (electivo). Dicho radar pide a todas las aeronaves información específica a un ritmo de frecuencia de 4 a 20 segundos, dependiendo de los fines de ATC del radar. En el espacio aéreo designado, todas las aeronaves tienen la obligación de responder a las interrogaciones

del radar de vigilancia mejorada en Modo S. Los registros obligatorios (BDS4,0, BDS5,0 y BDS6,0) contienen información sobre la identidad de la aeronave, el nivel de vuelo, el ángulo de balanceo, el rumbo magnético, la velocidad del aire, el número de Mach y la trayectoria en tierra. La posición de la aeronave puede obtenerse o bien del radar de ATC o bien de los datos de la vigilancia dependiente automática por radiodifusión (ADS-B), que transmiten continuamente las aeronaves.

La obtención de la información sobre el viento a partir de la vigilancia mejorada en Modo S es similar a la del sistema AMDAR, salvo que el verdadero rumbo debe determinarse a partir del rumbo magnético. Además de emplear una tabla de varianza magnética, es necesario introducir otras correcciones dependientes de la aeronave. Las correcciones de rumbo pueden variar con el tiempo debido al mantenimiento de la aeronave. Actualmente, dichas correcciones se determinan para todas las aeronaves basándose en la comparación con los datos sobre predicción numérica del tiempo (PNT). Después de la corrección de rumbo, se introduce también una corrección de la velocidad del aire basándose en la comparación a largo plazo con los datos sobre PNT (véase De Haan, 2013). Después de hacer las correcciones y el control de la calidad, la información sobre el viento obtenida es de calidad similar a la del sistema AMDAR (De Haan, 2011 y 2013). La obtención de la temperatura a partir de las observaciones de vigilancia mejorada en Modo S se realiza combinando el número de Mach y la velocidad del aire. La calidad de la temperatura obtenida se ve afectada por la resolución comunicada de dicho número y dicha velocidad y es, evidentemente, inferior a la de la temperatura del sistema AMDAR (De Haan, 2011 y 2013).

#### 3.9.2.2 ***Informe meteorológico aeronáutico de rutina en Modo S***

Un radar de vigilancia mejorada en Modo S también puede pedir registros no obligatorios que tal vez contengan información meteorológica. A modo de ejemplo se puede citar el registro BDS4,4 de vigilancia mejorada en Modo S, denominado informe meteorológico aeronáutico de rutina (MRAR). Dicho registro contiene información directa sobre el viento y la temperatura que es muy próxima a la información sobre el viento y la temperatura del sistema AMDAR (Stranjar, 2012). Dado que el registro BDS4,4 no es obligatorio, solo una fracción (en torno al 5%) de las aeronaves responden a la solicitud facilitando información meteorológica valiosa.

---



## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA COMPLEMENTARIA

- Abbott, I. H. y A. E. von Doenhoff, 1959: *Theory of Wing Sections*. Dover Publications, Inc., Mineola, Nueva York, 693 págs.
- AirDat, 2003: *TAMDAR – Tropospheric Airborne Meteorological Data Reporting Sensor and System Overview; AirDat Infrastructure and Global Capabilities*. Documento informativo, AirDat LLC, Evergreen, Colorado.
- Anderson, A. K., 2006: *AirDat system for ensuring TAMDAR data quality*. Décimo Simposio sobre sistemas integrados de observación y asimilación para la atmósfera, los océanos y la superficie terrestre (IOAS-AOLS). Sociedad Meteorológica de Estados Unidos, Atlanta, Georgia.
- ARINC, 2012: *620-7 Data Link Ground System Standard and Interface Specification*. Aeronautical Radio, Inc., Annapolis, Maryland.
- Benjamin, S. G., B. D. Jamison, W. R. Moninger, S. R. Sahn, B. E. Schwartz y T. W. Schlatter, 2010: “Relative short-range forecast impact from aircraft, profiler, radiosonde, VAD, GPS-PW, METAR, and Mesonet observations via the RUC hourly assimilation cycle”, en *Monthly Weather Review*, vol. 138, págs. 1319 a 1343.
- Braid, J., P. Van Wie y J. Rex, 2011: “Using the TAMDAR sensor for in-flight ice detection and improved safety of flight”, en *SAE Technical Paper 2011-38-0051*. Conferencia Internacional sobre la Formación de Hielo en Aeronaves y Motores y el Deshielo en Suelo, Sociedad de Ingenieros Técnicos en Automoción.
- Cornman, L. B., G. Meymaris y M. Limber, 2004: *An update on the FAA Aviation Weather Research Program’s in situ turbulence measurement and reporting system*. Undécima Conferencia sobre meteorología aeronáutica, militar y aeroespacial, Hyannis, Massachusetts.
- Cornman, L. B., C. S. Morse y G. Cuning, 1995: “Real-time estimation of atmospheric turbulence severity from in situ aircraft measurements”, en *Journal of Aircraft*, vol. 32, núm. 1, págs. 171 a 177.
- Dommasch, D. O., S. S. Sherby y T. F. Connolly, 1958: *Airplane Aerodynamics*. Nueva York, Pitman, 560 págs.
- Fleming, R. J., 2000: “Water vapor measurements from commercial aircraft: Progress and plans”, en *Preprints*. Cuarto Simposio sobre sistemas de observación integrados, Long Beach, California, Sociedad Meteorológica de Estados Unidos, págs. 30 a 33.
- , 2003: “The WVSS-II and the UCAR air sampler: Purpose, design, status” (comunicación personal). Corporación Universitaria para la Investigación Atmosférica, Boulder, Colorado.
- Gao, F., X. Y. Zhang, N. A. Jacobs, X. -Y. Huang, X. Zhang y P. P. Childs, 2012: “Estimation of TAMDAR observational error and assimilation experiments”, en *Weather Forecasting*, vol. 27, págs. 856 a 877.
- Haan, S. de, 2011: “High-resolution wind and temperature observations from aircraft tracked by Mode-S air traffic control radar”, en *Journal of Geophysical Research*, vol. 116, núm. D10111.
- , 2013: *An Improved Correction Method for High Quality Wind and Temperature Observations Derived from Mode-S EHS*. Informe técnico del KNMI N° TR338, De Bilt.
- Lawson, R. P. y W. A. Cooper, 1990: “Performance of some airborne thermometers in clouds”, en *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, vol. 7, págs. 480 a 494.
- May, R. D., 1998: “Open-path, near-infrared tuneable diode laser spectrometer for atmospheric measurements of H<sub>2</sub>O”, en *Journal of Geophysical Research*, vol. 103, págs. 19161 a 19172.
- May, R. D. y C. R. Webster, 1993: “Data processing and calibration for tuneable diode laser harmonic absorption spectrometers”, en *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, vol. 49, núm. 4, págs. 335 a 347.
- Moninger, W. R., S. G. Benjamin, B. D. Jamison, T. W. Schlatter, T. L. Smith y E. J. Szoke, 2010: “Evaluation of regional aircraft observations using TAMDAR”, en *Weather and Forecasting*, vol. 25, págs. 627 a 645.
- Mulally, D. J. y J. T. Braid, 2009: *The TAMDAR Sensor’s Relative Humidity Performance on ERJ-145 Commercial Aircraft*. Decimotercer Simposio sobre sistemas de observación y asimilación integrados para la atmósfera, los océanos y la superficie terrestre (IOAS-AOLS), Sociedad Meteorológica de Estados Unidos, Phoenix, Arizona.
- Nash, J., 1994: “Upper wind observing systems used for meteorological operations”, en *Annales Geophysicae*, vol. 12, págs. 691 a 710.
- Organización de Aviación Civil Internacional, 2007: *Procedimientos para los servicios de navegación aérea – Gestión del tránsito aéreo*. Decimoquinta edición, Doc. 4444, Montreal.
- , 2013: *Servicio meteorológico para la navegación aérea internacional*. Anexo 3 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, 18ª edición, enmienda 76, Montreal.

- Organización Internacional de Normalización, 2007: *Standard Atmosphere*, ISO 2533:1975 (con dos adiciones en 1985 y 1997, revisadas y confirmadas en 2007). Ginebra.
- Organización Meteorológica Mundial, 2003: *Aircraft Meteorological Data Relay (AMDAR) Reference Manual* (WMO-No. 958). Ginebra.
- , 2010a: *Manual del Sistema Mundial de Observación* (OMM-N° 544), volumen I. Ginebra.
- , 2010b: *Guía del Sistema Mundial de Observación* (OMM-N° 488). Ginebra.
- , 2011: *Manual de claves* (OMM-N° 306), volumen I.1. Ginebra.
- , 2013: *AMDAR Onboard Software Functional Requirements Specification*. Informe N° 114 sobre instrumentos y métodos de observación. Ginebra.
- Petersen, R. A., L. Counce, W. Feltz, E. Olson y D. Helms, 2011: *Validation Studies of WVSS-II Moisture Observations*. Decimoquinto Simposio sobre sistemas de observación y asimilación integrados para la atmósfera, los océanos y la superficie terrestre (IOAS-AOLS), Sociedad Meteorológica de Estados Unidos, Seattle, Washington.
- Rodi, A. R. y P. A. Spysers-Duran, 1972: "Analysis of time response of airborne temperature sensors", en *Journal of Applied Meteorology*, vol. 11, págs. 554 a 556.
- Servicio Meteorológico de Canadá, 2003: *The Effect of Pitch and Roll Attitude on the Calculation of Wind* (G. Bruce). Aeromechanical Services Ltd., 1118-1c, Rev. 1.0.
- Sherman, D. J., 1985: *The Australian Implementation of AMDAR/ACARS and the Use of Derived Equivalent Gust Velocity as a Turbulence Indicator*. Informe sobre estructuras N° 418, Departamento de Defensa, Organización de Ciencia y Tecnología para la Defensa, Laboratorios de Investigaciones Aeronáuticas, Melbourne, Victoria.
- Smith, W. L., P. Minnis, C. Fleeger, D. Spangenberg, R. Palikonda y L. Nguyen, 2012: "Determining the flight icing threat to aircraft with single-layer cloud parameters derived from operational satellite data", en *Journal of Applied Meteorology and Climatology*, vol. 51, págs. 1794 a 1810.
- Stickland, J. J., 1998: *An Assessment of Two Algorithms for Automatic Measurement and Reporting of Turbulence from Commercial Public Transport Aircraft*. Informe del Grupo de estudio de la OACI sobre información meteorológica por enlace de datos. División de Observaciones e Ingeniería, Oficina de Meteorología, Melbourne.
- Stickney, T. M., M. W. Shedlov, D. I. Thompson, 1990: *Rosemount Total Temperature Sensors*. Informe técnico 5755, Revision B, Rosemount Inc.
- Stranjar, B., 2012: "Validation of Mode-S Meteorological Routine Air Report aircraft observations", en *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, vol. 117, núm. D23.
- Wells, V. E. y otros, 1990: "Migration of ACARS to the Aeronautical Telecommunication Network", en *Proceedings of the Aeronautical Telecommunications Symposium on Data Link Integration*, Annapolis, Maryland.
-