

# Medidores de datos de aire

Ing. Jorge Garcia (jgarcia@efn.uncor.edu)

23 de agosto de 2016

## Índice

1. Circuitos de presiones estática y total. Toma de presiones alternativas	2
2. Altímetro	3
3. Indicadores de Velocidad Vertical	7
4. Velocímetros. Indicadores de número de Mach	8
4.1. Principio de funcionamiento de un velocímetro . . . . .	8
4.2. Descripción De Un Equipo Típico . . . . .	9
5. Computadores centrales de datos de aire	12

## 1. Circuitos de presiones estática y total. Toma de presiones alternativas

Un circuito de presiones pitot-estática consiste en un sistema de sensores e instrumentos sensibles a la presión, que se utiliza en aeronáutica para determinar la velocidad de una aeronave con relación al aire, la altitud y la variación de altitud. Los instrumentos que los utilizan son el Altímetro, el Velocímetro, el Variómetro y, en algunos casos, el Indicador de Número de Mach.

Otros instrumentos que pueden estar conectados al sistema son Computadores Centrales de Datos de Aire, registradores de datos de vuelo, controles de presurización de cabina, etc.

Los errores que pueden producirse en el sistema de pitot-estática son extremadamente peligrosos. Varios desastres de vuelos comerciales han tenido origen en fallos de este sistema.



Ver por ejemplo el caso del vuelo 603 de Aero Perú el 2 de Octubre de 1996.

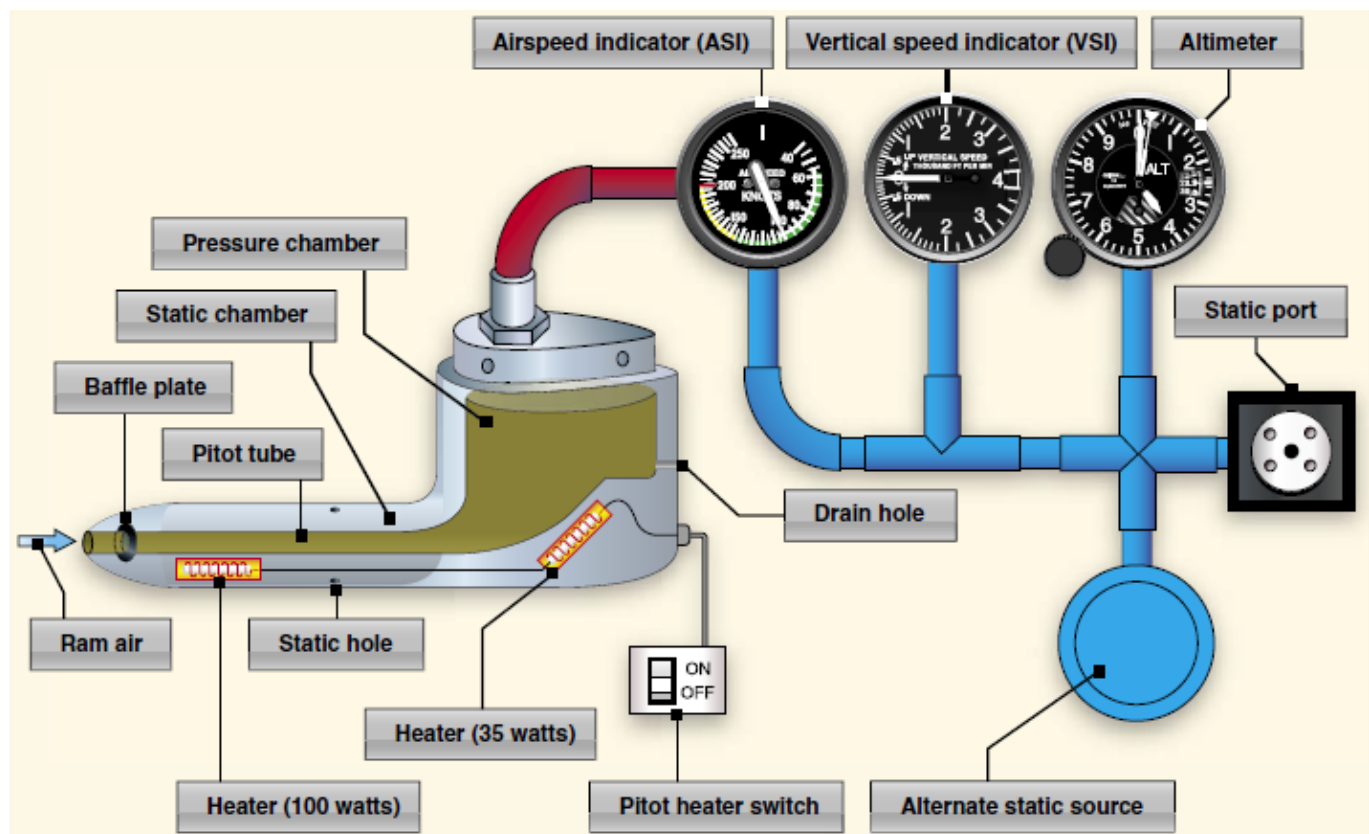


Figura 1: Sistema de presión pitot-estática típico. Gentileza Federal Aviation Administration

Para mayor información sobre las mediciones de presión estática sobre la aeronave consultar:



NACA-RM-L57A09 Measurement of static pressure on aircraft



(a) Toma presión pitot



(b) Ubicación tomas presión pitot

Figura 2: Tomas de presión

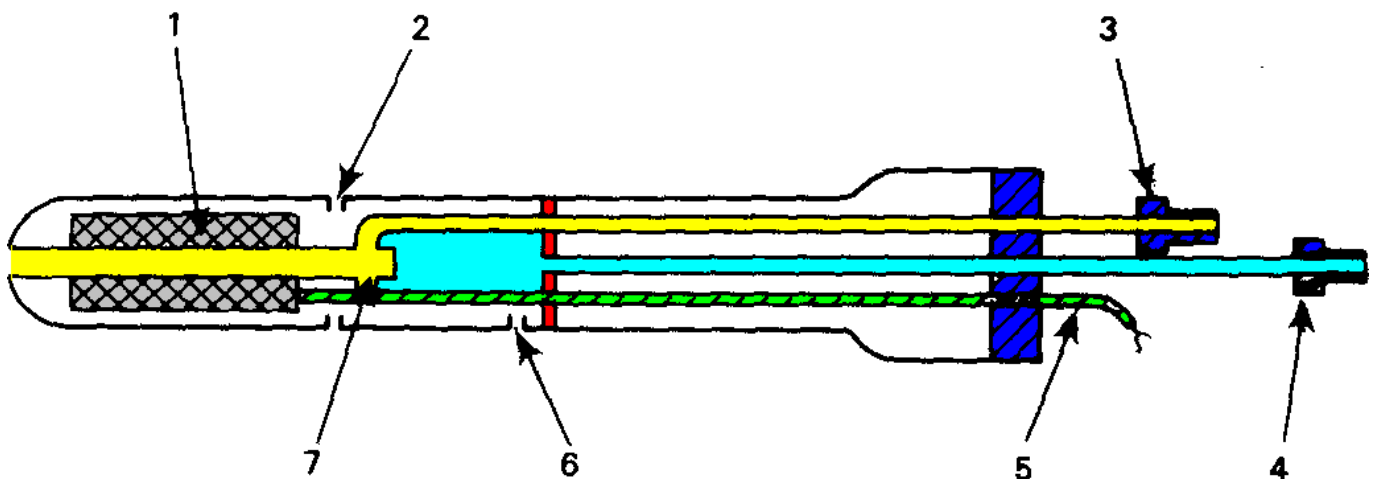


Figura 3: Detalle constructivo de una sonda de presión pitot y estática.

- |                             |   |                          |
|-----------------------------|---|--------------------------|
| 1. Elemento calefactor      | 4. Conexiones presión estática            | 6. Drenaje               |
| 2. Tomas estáticas          | 5. Conexión eléctrica elemento calefactor | 7. Drenaje presión pitot |
| 3. Conexiones presión pitot |   |                          |

## 2. Altímetro

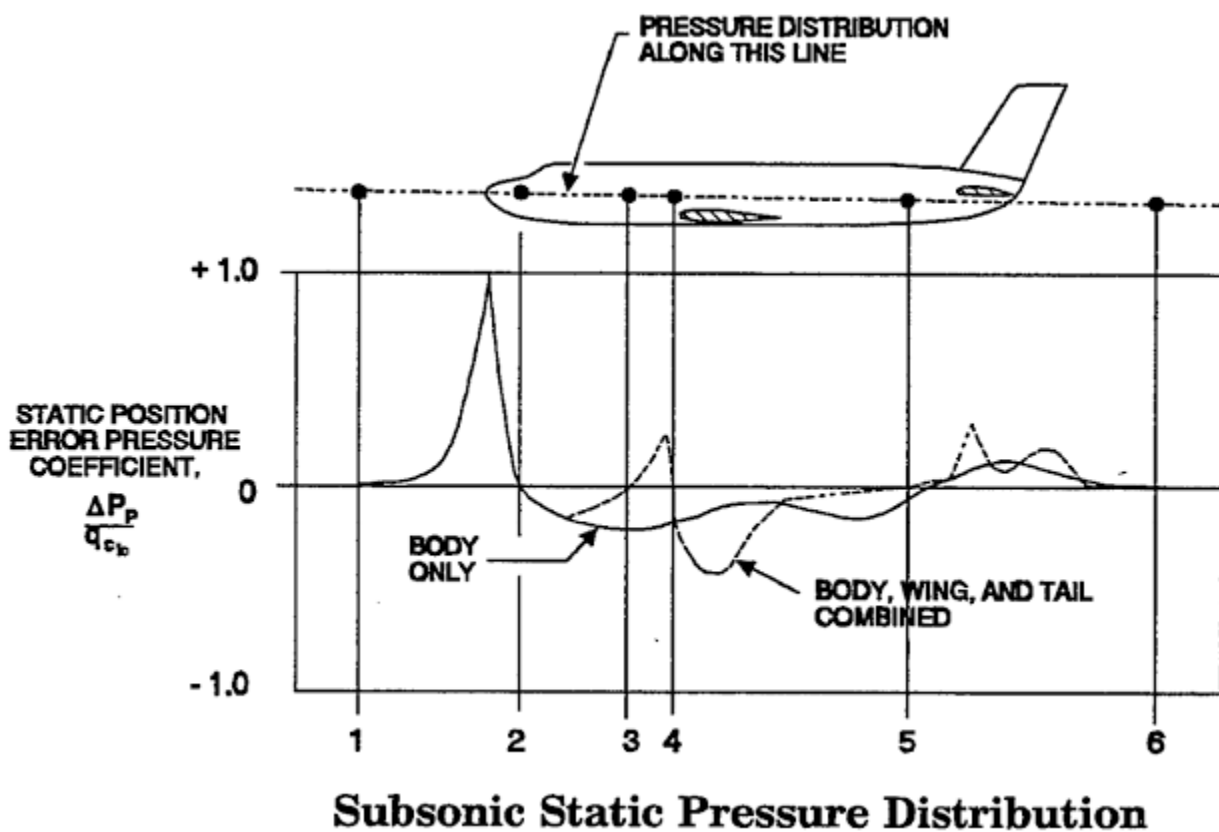
El altímetro es un instrumento que se utiliza para determinar la distancia vertical desde la aeronave hasta un determinado plano de referencia. Forma parte de los instrumentos denominados Pitot-Estática. Fué inventado en 1928 por Paul Kollman, un ingeniero alemán emigrado a Estados Unidos. Se popularizó luego de su uso por James Harold “Jimmy” Doolittle durante el primer vuelo a ciegas utilizando instrumentos el 24 de setiembre de 1929.

El altímetro es uno de los instrumentos más importantes de una aeronave, ya que conociendo su funcionamiento, sus errores y la forma correcta de reglarlo e interpretarlo, proporciona al piloto una



(a) Tomas de presión estática sobre el avión

(b) Toma de presión estática avión Convair F-102A



(c) Errores en la ubicación de las tomas de presión estática sobre el avión. Gentileza NASA

Figura 4: Tomas de presión estática

fehaciente información relacionada con la distancia vertical sobre obstáculos y lo ayuda a mantener una separación reglamentaria con otras aeronaves, en cumplimiento de los rígidos procedimientos de control de tránsito aéreo.

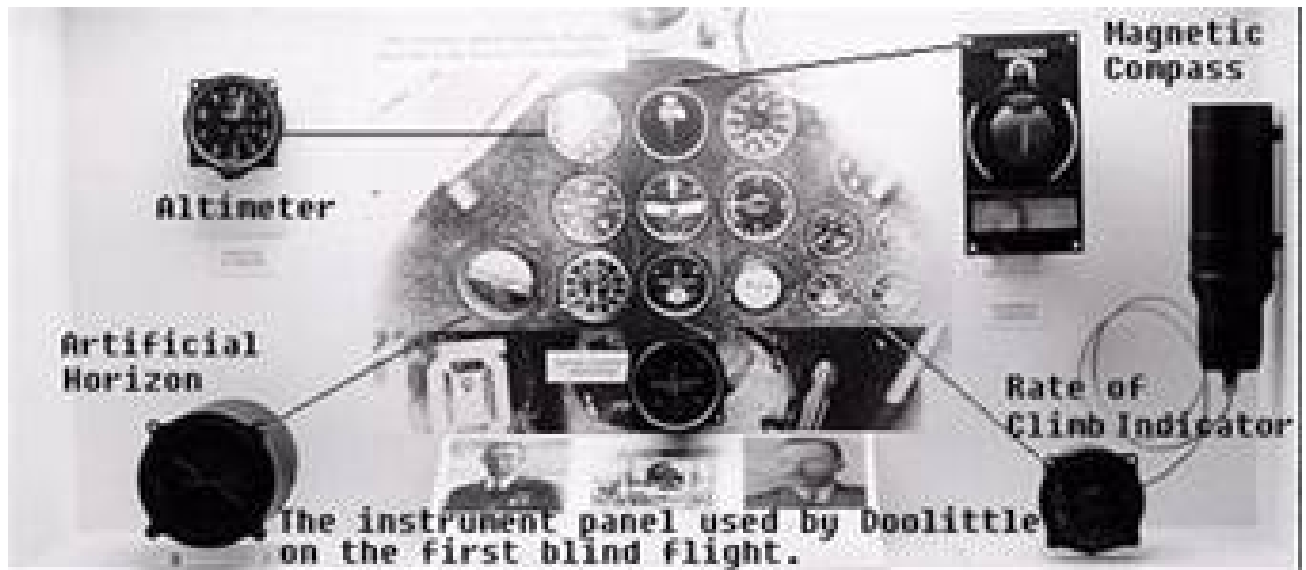
Igualmente, este instrumento se encuentra instalado en la torre de control y se utiliza para suministrar al piloto, la lectura del instrumento que ha sido calibrado a la elevación del aeródromo, para determinar la altitud de la aeronave con respecto a la estación para las maniobras de despegue y



(a) Publicidad de Kollsman



(b) Paul Kollsman



(c) Tablero instrumentos. Primer vuelo a ciegas

Figura 5: Primeros altímetros

aterrizaje, ya que durante estas fases del vuelo los pilotos tienen necesidad de conocer la distancia vertical que los separa del terreno.

Los datos que se les comunican a los pilotos son las presiones locales (normalmente QNH ó QFE), las cuales introducirán en la sub-escala de su altímetro, para obtener indicaciones de altitud o altura.

En las autorizaciones de aproximación y entrada en el circuito de tránsito se suministra el reglaje altimétrico QNH. En aquellos países que se utiliza el reglaje QFE éste se identifica claramente con



objeto que no sea confundido con otro reglaje.

La utilización de ajuste QNH o QFE, varía de unos países a otros. Inicialmente se utilizó el QFE, observándose luego, que debido a las limitaciones de los altímetros, entonces en su uso, en aeródromos situados en lugares elevados, el ajuste QNH ofrecía indicaciones altimétricas más útiles, tanto para los fines de margen vertical sobre el terreno, como para los de separación vertical.

**Isobaras:** líneas imaginarias que unen puntos de igual presión atmosférica.

Si las Isobaras se comportasen de manera que conservasen siempre un paralelismo perfecto con respecto al Nivel Medio del Mar (MSL = Medium Sea Level) y además en este Nivel Medio del Mar o cualquier otro nivel, se encontrasen realmente las condiciones de la atmósfera tipo, la ALTIMETRÍA no tendría complicaciones y su aplicación se limitaría a seguir unas reglas uniformes.

En la práctica, las ISOBARAS (es decir la atmósfera) están “cambiando” continuamente de forma y lugar en el espacio, debido a las condiciones de densidad y temperatura; debido a estos cambios, nunca o casi nunca, se encuentran las condiciones de la atmósfera TIPO en un nivel determinado y, por lo tanto, aquellas reglas uniformes que se podrían aplicar tan fácilmente se complican, y de paso, dificultan el estudio de la ALTIMETRÍA.

Estos cambios, inesperados en algunos momentos, obligaron a la División Técnica de Navegación Aérea de la OACI a reglamentar y especificar el uso de los diferentes reglajes altimétricos y su aplicación en las diferentes etapas de vuelo, para garantizar en todo momento, un distanciamiento y una seguridad total, de acuerdo con las operaciones reglamentarias establecidas.

Para este fin se crearon diferentes reglajes altimétricos y diferentes conceptos teóricos, tales como (QNH, QFE, QNE, Altitud, Altura, Niveles de Vuelo, para que aplicados separada o conjunta mente, cumplan a cabalidad con aquella parte de la Navegación y del CONTROL DE TRÁNSITO AÉREO, que tiene que ver con la separación reglamentaria entre aeronaves y de estas con el terreno.

### 3. Indicadores de Velocidad Vertical

El indicador de velocidad vertical (VVI) fue concebido para indicar el régimen en pies por minuto (fpm) en que el avión cambia de altitud. Dicho instrumento indica la velocidad vertical ascendente o descendente al detectar los cambios en la presión estática medida que avión cambia de altitud. El indicador recibe presión estática del sistema estático y se considera un instrumento estático básico. El indicador de velocidad vertical es de gran ayuda para el piloto ya que le permite establecer un régimen ascensional después del despegue o establecer un régimen de descenso deseado para el aterrizaje. El piloto también puede usar el instrumento para mantener el avión a una altitud constante manteniendo el indicador de velocidad vertical en cero.

El instrumento tiene también un retardo en la indicación de las variaciones de entre 6 a 9 segundos, además puede presentar oscilaciones en presencia de turbulencias por lo que su precisión y exactitud es muy relativa, debiendo usarse prácticamente para observar tendencias, es decir si los regímenes de ascenso o descenso son crecientes o si se han reducido o incluso estabilizado.

## 4. Velocímetros. Indicadores de número de Mach

Los indicadores de velocidad (Velocímetro e Indicador de Número de Mach) forman parte de los sistemas de PITOT-ESTÁTICA de la aeronave, esto es, los que utilizan la información de la presión total y la presión estática que se registra en vuelo por la sonda pitot.

En la Figura 3 se presenta la forma básica de una sonda pitot-estática donde puede observarse la limpieza aerodinámica de las líneas, necesaria para poder efectuarse una medición correcta de las presiones. Una exigencia más, y que no podría cumplirse satisfactoriamente empleando tubos independientes, fue la facilitación de un sistema calefactor par impedir que los tubos se helasen cuando el vuelo se realizase en condiciones de formación de hielo. Los cambios de diseño requeridos dieron lugar a la disposición mostrada en la Figura anteriormente mencionada.

### 4.1. Principio de funcionamiento de un velocímetro

Los velocímetros son en realidad manómetros muy sensibles que miden las diferencias entre la presión estática y la total detectadas por la sonda pitot, en términos de la siguiente relación:

$$p_{\text{total}} - p_{\text{estática}} = \frac{\rho}{2} V^2$$

donde  $p_{\text{total}}$  representa a la presión total del fluido y  $p_{\text{estática}}$  a la estática.

Despreciando la compresibilidad del aire, se puede despejar de la fórmula anterior la velocidad del mismo:

$$V = \sqrt{\frac{2(p_{\text{total}} - p_{\text{estática}})}{\rho}}$$

la cual se denomina **VELOCIDAD VERDADERA DEL AIRE**, aunque usualmente se la designa por **TAS (True Air Speed)**. Como ya es sabido, la densidad del aire,  $\rho$ , varía con la altura de vuelo. Por lo tanto sería necesario sensarla a fin de determinar la TAS.

Para solucionar este inconveniente se utiliza la densidad a nivel del mar calibrada, que se indica en la Tabla de Atmósfera Estandar, la cual tiene el valor de  $\rho_0 = 0,001225 \text{ gr/cm}^3$ .

De esta manera, reemplazando en la ecuación de la TAS la densidad correspondiente a la altura de vuelo por la establecida anteriormente se tendrá:

$$V_e = \sqrt{\frac{2(p_{\text{total}} - p_{\text{estática}})}{\rho_0}}$$

la cual se denomina **VELOCIDAD EQUIVALENTE DEL AIRE**, usualmente indicada como **EAS (Equivalent Air Speed)**. Este valor sólo corresponde con la TAS a nivel del mar, en Atmósfera Estandar y es menor que la TAS a medida que aumenta la altura.

Recordando la diferencia de presiones totales y estáticas en la TAS y EAS, se tiene:

$$p_{\text{total}} - p_{\text{estática}} = \frac{\rho}{2} V^2 \quad \text{TAS}$$

$$p_{\text{total}} - p_{\text{estática}} = \frac{\rho_0}{2} V_e^2 \quad \text{EAS}$$

Igualando los segundos miembros queda:

$$\frac{\rho}{2} V^2 = \frac{\rho_0}{2} V_e^2$$



Despejando la EAS:

$$V_e^2 = \frac{\rho}{\rho_0} V^2 = \sigma V^2$$

$$V_e = \sqrt{\sigma} V$$

Siendo  $\sigma = \rho/\rho_0$ , la relación entre las densidades del aire a diferentes alturas.

Una forma más nemotécnica de recordar lo anterior sería:

$$\text{TAS} = \frac{EAS}{\sqrt{\sigma}}$$

También se deben tener en cuenta los errores del instrumento debidos a la falta de precisión constructiva del mismo y el error de posición por:

- Error por distribución de presiones que produce el avión y afecta a  $p_{\text{estática}}$
- Error por actitudes o configuraciones del avión que afectan a  $p_{\text{total}}$ .

Considerando dichas fallas se obtiene la **VELOCIDAD CALIBRADA DEL AIRE** o **CAS (Calibrated Air Speed)**.

Pero también deben tenerse en cuenta los efectos de la compresibilidad del aire a grandes velocidades, para lo cual la ecuación de la diferencia de presiones se modifica notablemente mediante la incorporación de nuevos términos. Este efecto se hace más notable a partir de una velocidad de 250 knots (463 km/hr  $\approx$  128,61 m/seg) y la ecuación debe reescribirse, considerando que se produce una compresión adiabática en Atmósfera Estandar a nivel del mar.

$$p_{\text{total}} - p_{\text{estática}} = \frac{\rho}{2} V_i^2 \left( 1 + \frac{1}{4} M_0^2 \right)$$

donde  $M_0 = V_i/a_0$ , siendo  $a_0 \approx 340,25$  m/seg la velocidad del sonido a nivel del mar y  $V_i$  la **VELOCIDAD INDICADA DEL AIRE** o **IAS (Indicated Air Speed)**.

De la ecuación anterior, y comparando con la de EAS se deduce:  $\text{IAS} > \text{EAS}$ .

## 4.2. Descripción De Un Equipo Típico

El mecanismo del velocímetro que permite transformar la diferencia de presiones en velocidad es una cápsula diferencial que se encuentra conectada a la tubería de presión total mientras que la cámara donde se halla se encuentra sometida a la presión estática. La diferencia de estas presiones provoca la dilatación o contracción de la cápsula, lo cual es transmitido a una aguja indicadora en el panel del instrumento.

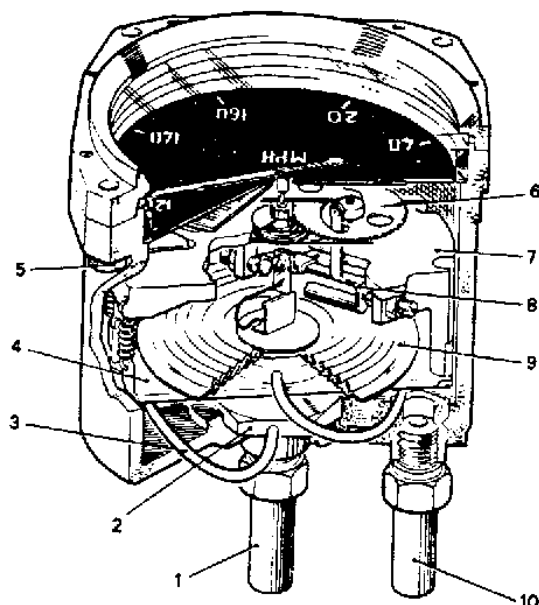


Figura 6: Disposición interna velocímetro típico. 1.Tubo de presión total. 2.Niple. 3.Capilar. 4.Placa base. 5.Tornillo de sujeción. 6.Brazo del sector. 7.Soporte superior. 8.Eje rotante. 9.Cápsula diferencial. 10. Tubo de presión estática.

En la Figura 6 puede apreciarse la construcción de un velocímetro típico.

El conjunto resulta muy compacto y con mecanismos de precisión. Los desplazamientos de la cápsula siguen lo que se denomina **Ley Cuadrática** debido a la transmisión de las dilataciones o contracciones de la cápsula a través del sistema mecánico. La compensación de temperatura se logra mediante una tira bimetálica dispuesta para que la multiplicación del sistema de palanca varíe en oposición a los efectos de la temperatura en la sensibilidad de la cápsula y el sistema.

Puesto que los velocímetros miden una diferencia de presión que varía con el cuadrado de la velocidad, ocurre que si las deflexiones de la cápsulas respondiesen linealmente a la presión, la respuesta característica del sistema con respecto a la velocidad sería análoga a la que se muestra en la Figura 7.

Si la cápsula también estuviese acoplada al mecanismo de la aguja de forma que sus deflexiones fuesen aumentadas directamente, la escala del instrumento sería la del tipo indicado en la Figura 7.

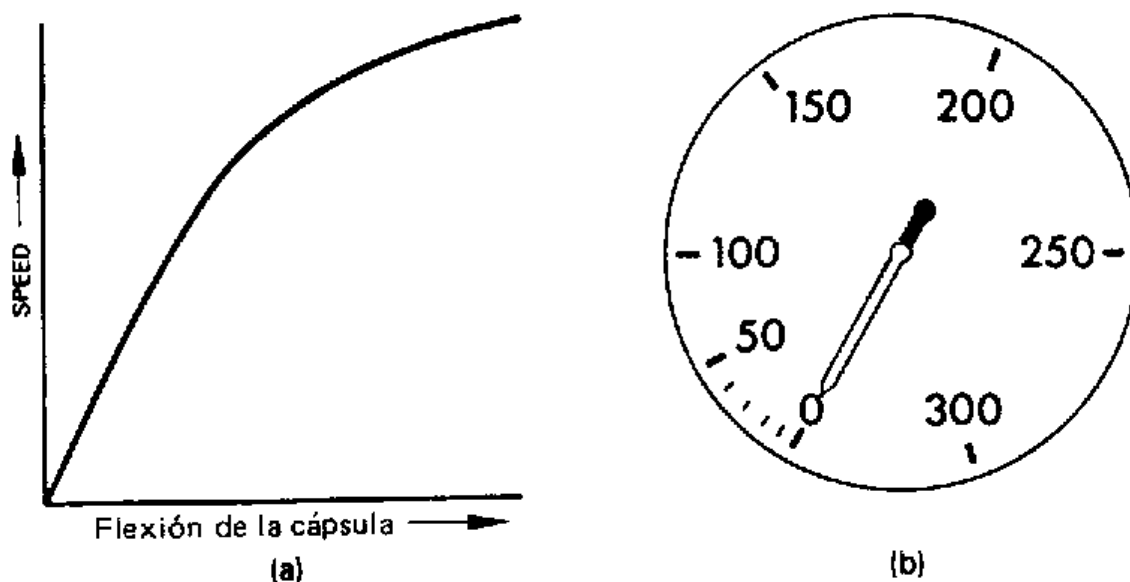


Figura 7: Ley cuadrática

La no linealidad de tal escala hace que sea difícil de leer con exactitud, particularmente en el extremo bajo de la gama de velocidad; además la longitud de la escala para una gama amplia de velocidad sería demasiado grande para los tamaños estándar de cajas.

Por consiguiente, para obtener la linealidad deseada se necesita un método para controlar la característica de la cápsula o la dimensión del elemento de acoplamiento que las flexiones de la cápsula transmiten a la aguja. De los dos métodos, el más prácti

## 5. Computadores centrales de datos de aire

Los Computadores Centrales de Datos de Aire o, simplemente, Computadores de Datos de Aire (ADC = Air Data Computer)

Las presiones y temperaturas se reciben en un lugar centralizado de la aeronave, son medidas, comparadas, corregidas para subsanar errores de diferente naturaleza y se utiliza esta información para realizar cálculos. Los resultados son enviados electrónicamente a diferentes indicadores.

Central Air Data Computer (CADC) entre 1968 y 1970 la primer CADC digital se produjo para el caza F-14A Tomcat.

Existen multitud de sistemas de datos del aire distintos según el fabricante, por ejemplo, en Airbus los ADC (air data computer) se combinan con los sistemas de altitud, rumbo, y navegación del tipo IRS para formar un sistema denominado Air Data Inertial Reference Unit o (ADIRU). En los modernos aparatos que salen de la factorías de BOEING y AIRBUS se están reemplazando por lo más modernos sistemas denominados Global Navigation Air Data Inertial Reference System (GNADIRS). Estos sistemas son modelos muy avanzados que integran normalmente tres subsistemas esenciales que antes se encontraban separados. Estos sistemas son el GPS (o GNSS), el IRS y el ADC.

La tendencia en sistemas de aviónica es la de tener todos estos sistemas juntos para ofrecer una mejor integración, menor peso y mayor eficiencia energética. En aviones modernos como el Boeing 777, estos sistemas son tarjetas electrónicas que forman parte de una carcasa y que se pueden cambiar en línea de vuelo en caso de avería. Son las denominadas “Plug and Fly” en consonancia con las de los PC’s “Plug and play” (conectar y listo). La misión fundamental de la placa dedicada al GPS/GNSS es la de proveer datos precisos de posición, altitud geométrica, y velocidad sobre el suelo al sistema de gestión de vuelo FMS o Flight Management system (a veces llamado FMGS - Flight Management and Guidance System).